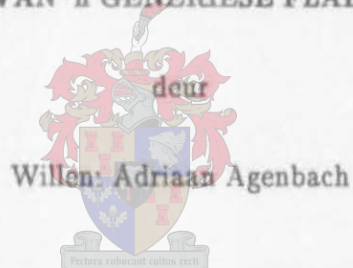


**ONTWERP VAN 'n GENERIESE FLADDERMODEL**



**Willen: Adriaan Agenbach**

**Studieleier: Mnr N.J. Theron  
1991**

**Tesis ingelewer ter gedeeltelike voldoening aan die vereistes vir die graad  
van Magister in Ingenieurswese aan die Universiteit van Stellenbosch.**

(ii)

Ek die ondergetekende verklaar hiermee dat die werk in hierdie tesis vervat, my eie oorspronklike werk is wat nog nie vantevore in die geheel of gedeeltelik by enige ander universiteit ter verkryging van 'n graad voorgelê is nie.

Handtekening

[Redacted signature]

Datum: 4/12/91

(iii)

**SINOPSIS:**

'n Generiese fladdermodel is ontwerp vir gebruik in die 1.5 m laespoedwindtonnel van Aerotek, WNNR. Na vervaardiging is die model gekalibreer en in bogenoemde windtonnel getoets. Die resultaat van hierdie ontwerp is 'n transporttipe modelvlerk met 'n spar/segmentkonstruksie waarvan die fladdereienskappe soos volg opgesom kan word: 'n fladderspoed van 55.5 m/s met 'n fladderfrekwensie van 9.25 Hz. Bogenoemde eienskappe maak hiervan 'n uiters geskikte toetsmodel vir gebruik tydens die bestudering van aero-elastiese verkynsels, insluitende aktiewe fladderbeheer en aktiewe verligting van dinamiese belastings.

**SYNOPSIS:**

A generic flutter model was designed to be used in the 1.5 m low-speed wind-tunnel of Aerotek, CSIR. After manufacture, the model was calibrated and tested in the abovementioned wind-tunnel. The result of this design is a transport type model wing of the spar/segment construction type, with flutter characteristics which can be summarised as follows: a flutter speed of 55.5 m/s and a flutter frequency of 9.25 Hz. The named properties ensure that this model is ideal for use as a test vehicle in the study of aeroelastic phenomena, including active flutter control and active alleviation of dynamic loads.

**Bedankings:**

Ek bedank graag die volgende persone (instansies) wat deur hul belangstelling en/of ondersteuning dit makliker vir my gemaak het om te volhard:

- (1) my vrou, Liesie, vir al die laat nagte wat jy alleen by die huis moes bly,
- (2) my ouers vir die geleentheid om te kon studeer,
- (3) my haurman, Willie, vir die proefleeswerk,
- (4) my ander familie, vriende en kolegas,
- (5) my studieleier, Nico, vir al jou moeite en raad,
- (6) my baas, Dr. Vermeulen, vir u vertrouwe in my,
- (7) WNNR, vir die geleentheid om 'n gedeelte van die projek te kon aanwend vir tesismateriaal, asook die apparaat wat tot my beskikking was, en
- (8) bowenal God, deur wie en tot wie alles uiteindelik is.



## INHOUDSOPGAWE

	Bladsy
TITELBLAD	(i)
VERKLARING	(ii)
SINOPSIS / SYNOPSIS	(iii)
BEDANKINGS	(iv)
INHOUDSOPGAWE	(v)
LYS VAN FIGURE	(viii)
LYS VAN TABELLE	(xii)
SIMBOLELYS	(xiii)
AFKORTINGS	(xxi)
1 INLEIDING	1
1.1 Aero-elastisiteit : Fladder	1
1.2 Omvang en doelwit van die Projek en Tesis Onderskeidelik	4
1.3 Modelontwikkelingsfase	5
1.4 Tesisuiteensetting	5
1.5 Hoekom Fladderbeheer	6
2 TEORETIESE AGTERGROND	7
2.1 Struktuurdinamika	7
2.1.1 Een-vryheidsgraadstelsel	8
2.1.2 Kontinue Kantelbalk	9
2.1.3 'n Diskrete Meer-vryheidsgraadstelsel	12
2.2 Lugdinamika	14
2.3 Die Fladdervergelyking	19
2.3.1 Bewegingsvergelykings	19
2.3.2 Selfopgewekte Stelsels en Dinamiese Onstabilliteite	23
2.4 Oplosmetodes vir die Fladdervergelyking	25
2.4.1 Die Vg-metode	25
2.4.2 Die p-metode	28
2.4.3 Die pk-metode	28
3 TEORETIESE ONTWERP	30
3.1 Modelbeskrywing	30

## INHOUDSOPGAWE (VERVOLG)

	Bladsy
3.2 Ontwerpsdoelwitte	33
3.2.1 Fladderspoed $V_f$	33
3.2.2 Fladderfrekwensie $F_f$	33
3.2.3 Fladderpuntbenadering	34
3.3 Teoretiese Ontwerpsprosedure	35
3.4 Ontwerpsparameters	37
3.4.1 Buigstyfheid $EI_x(y)$ en $EI_y(y)$	37
3.4.2 Torsionele Styfheid $GJ(y)$	39
3.4.3 Massaverspreiding $m(y)$	39
3.4.4 Massatraagheidsmoment-verspreiding $I_a(y)$	39
3.4.5 Koordgewyse Swaartepuntposisie $CG_x(y)$	40
3.5 Struktuurdinamika	40
3.5.1 Eindige Elemente in die Struktuur-analise	41
3.5.2 SUPERSAP-invoerlêer	43
3.5.3 Eindige Elementresultate	49
3.6 Lugdinamiese Analise	52
3.7 Fladdervoorspellings	52
3.8 Parametriese Studie-resultate	54
3.9 Resultate van die Teoretiese Ontwerp	58
4 MEGANIESE ONTWERP	60
4.1 Bepaling van Sparaïmetings	60
4.2 Segmente en metaalknippe	64
4.3 Fladderopwekker	66
4.4 Massavooruitskattings	67
4.5 Modelvervaardiging	68
4.5.1 Spar	68
4.5.2 Segmente en Metaalknippe	69
5 MODELKALIBRERING	73
5.1 Massakalibrering	73
5.2 Sparstyfheidskalibrering	80
5.2.1 Buigstyfheidskalibrering	80

## INHOUDSOPGAWE (VERVOLG)

Bladsy

5.2.2	Torsionele Styfheidskalibrering	82
5.3	Opgedateerde Eindige Elementanalise	85
5.4	Fladderanalise Gebaseer op Resultate van Opgedateerde Eindige Elementmodel	87
5.5	Vibrasie-analise	87
5.5.1	Doel	87
5.5.2	Opstelling	90
5.5.3	Toetsprosedure	90
5.5.4	Resultate	94
5.6	Fladderanalise Gebaseer op Grondvibrasie-analiseresultate	96
5.7	Bespreking van Resultate	101
6	INSTRUMENTASIE EN WINDTONNELTOETS	102
6.1	Instrumentasie	102
6.2	Windtonneltoets	103
6.2.1	Doel	103
6.2.2	Opstelling	103
6.2.3	Windtonneltoetsprosedure	104
6.2.4	Resultate	106
7	GEVOLGTREKKINGS EN AANBEVELINGS	113
7.1	Ontwerp	113
7.1.1	Teoretiese Ontwerp	113
7.1.2	Meganiese Ontwerp	113
7.2	Kalibrering	114
7.3	Instrumentasie en Windtonneltoets	115
7.4	Algemeen	116
7.5	Verdere Werk	116
8	LITERATUURVERWYWSINGS	118
BYLAE A	Vloeiadiagram van ontwerpsprogrammatuur	120
BYLAE B	Werkstekeninge van die model	124

## LYS VAN FIGURE

Figuur	Beskrywing	Bladsy
1.1	Skematiese voorstelling van 'n twee-dimensionele vleuel tydens 'n onstabiele, ossillerende beweging	1
2.1	'n Eenvoudige veer/massa-opstelling	8
2.2	'n Kontinue kantelbalk	9
2.3	Die 1 <sup>e</sup> drie natuurlike modusse van die kantelbalk	12
2.4	Skematiese uiteensetting van die hefvlakgeometrie	15
2.5	Skematiese voorstelling van 'n vlerk met peilhoek	18
2.6	Skematiese voorstelling van 'n tipiese vlerk	19
2.7a	Skematiese voorstelling van tipiese $V_g$ -resultate – $g$ -komponent	27
2.7b	Skematiese voorstelling van tipiese $V_g$ -resultate – $\omega$ -komponent	27
3.1	Basiese modelgeometrie	30
3.2	Die ROMBAC 1-11	31
3.3	Segmentuitleg van die model	32
3.4a	Skematiese voorstelling van drastiese fladderpuntbenadering	34
3.4b	Skematiese voorstelling van egalige fladderpuntbenadering	35
3.5	Vloediagram van die teoretiese ontwerpsprosedure	36
3.6	Tipiese $EI_x$ -verloop teenoor $y$	38
3.7	Tipiese $GJ$ -verloop teenoor $y$	38
3.8	Tipiese $I_\alpha$ -verloop teenoor $y$	39
3.9	Tipiese $CG_x$ -verloop teenoor $y$	40
3.10	Vergelykende resultate vir 'n voorbeeldoplossing uit Zienkiewics	42
3.11	'n Tipiese SAPIN##.DAT-lêer	43
3.12	Skematiese voorstelling van 'n tipiese eindige element-modeluitleg	44
3.13	Genormaliseerde massaverspreiding	45
3.14	Toedeling van elementmassa aan aangrensende nodepunte	47
3.15	Tipiese nodepuntuitleg by 'n spangewyse stasie	47
3.16	Modus 1 van die eindige elementmodel vir die teoretiese ontwerp	50

## LYS VAN FIGURE (VERVOLG)

Figuur	Beskrywing	Bladey
3.17	Modus 2 van die eindige elementmodel	51
3.18	Modus 3 van die eindige elementmodel	51
3.19	Modus 5 van die eindige elementmodel (Modus 4 is 1 <sup>e</sup> invlakmodus)	52
3.20	Fladderresultate van finale teoretiese ontwerpmodel	53
3.21	Skematiese voorbeeld van die parameterveranderinge	55
3.22	Skematiese voorbeeld van die parametriese studieresultate	55
3.23	Skematiese voorstellings van die resultate van die parametriese studie	56
4.1	Kruisvormspar met afmetingsimbole	60
4.2	Skematiese voorstelling van die sparuitleg by 'n tipiese stasie waar sparafmetings in die koordgewyse rigting bepaal is	62
4.3	Verdikings in die spaflens vir segment- en piloonaanhegting	63
4.4	Sparontwerpaanpassing vir segment 10	64
4.5	'n Tipiese vlerksegment	64
4.6	Skematiese voorstelling van die skroef/insetsel-samestelling vir bevestiging van segmentdeksels	65
4.7	Die aandryfmeganisme van die fladderopwekker in die toetsraam	67
4.8	Finale metaalspar	69
4.9	Vier tipiese metaalknippe	70
4.10	Drie van die laaghoutribbe	70
4.11	Segmentspasieerders op die boubord	71
4.12	Ribbe van segment 1 op die fopspar met metaalknip in posisie	71
4.13	Vlerksegmente onder konstruksie	72
4.14	Gefinaliseerde vlerksegmente	72
5.1	Skematiese uitleg van die balanseermassas in segmentdeursnitvorm	74
5.2	Skematiese voorstelling van 'n driebeen-pendulum	78



(x)

## LYS VAN FIGURE (VERVOLG)

Figuur	Beskrywing	Bladsy
5.3	Gebalanseerde segmente in die model	79
5.4	Skematiese opstelling vir die bepaling van die transversale buigstyfheid van die modelspar	80
5.5	Vergelyking van die teoretiese en fisiese $EI_x$ -verspreiding	81
5.6	Skematiese opstelling vir die bepaling van die torsionele styfheid van die modelspar	83
5.7	Vergelyking van die teoretiese en fisiese GJ-verspreiding	84
5.8	Modus 1 vanaf opgedateerde eindige elementmodel	85
5.9	Modus 2 vanaf opgedateerde eindige elementmodel	86
5.10	Modus 4 vanaf opgedateerde eindige elementmodel (Modus 3 is invlakbuiging)	86
5.11	Modus 5 vanaf opgedateerde eindige elementmodel	87
5.12a	Fladdervoorspellings gebaseer op opgedateerde eindige elementmodel : Dempingskoëfisiënt vs snelheid	88
5.12b	Fladdervoorspellings gebaseer op opgedateerde eindige elementmodel : Frekwensie vs Snelheid	89
5.13	Skematiese voorstelling van die GVT-opstelling	90
5.14	Skematiese uitleg van die versnellingsmeterplasing	91
5.15a	'n Tipiese FRF van sensor # m.b.t. hamersein	93
5.15b	Tipiese koherensie van sensor # m.b.t. hamersein	93
5.16	Modus 1 soos bepaal tydens GVT	94
5.17	Modus 2 soos bepaal tydens GVT	95
5.18	Modus 4 soos bepaal tydens GVT (Modus 3 is invlakbuiging)	94
5.19	Modus 5 soos bepaal tydens GVT	96
5.20a	Fladdervoorspelling m.b.v. $V_g$ -metode : Frekwensie vs Snelheid	97
5.20b	Fladdervoorspelling m.b.v. $V_g$ -metode : Damping vs Snelheid	98
5.21a	Fladdervoorspelling m.b.v. $p_k$ -metode : Frekwensie vs Snelheid	99
5.21b	Fladdervoorspelling m.b.v. $p_k$ -metode : Damping vs Snelheid	100
6.1	Skematiese voorstelling van die modelinstrumentasie	102
6.2	Skematiese voorstelling van die windtonneltoetsopstelling	103
6.3	Die model in die windtonnel	104
6.4	Frekwensiespektrum by 0 m/s (vóór fladder)	107

## LYS VAN FIGURE (VERVOLG)

Figuur	Beskrywing	Bladsy
6.5	Frekwensiespektra by 0 m/s (ná fladder)	108
6.6	Frekwensiespektra van turbulensiedata by 40 m/s	108
6.7	Frekwensiespektrum van turbulensiedata by 50 m/s	109
6.8	Frekwensiespektrum van turbulensiedata by 55.5 m/s (net vóór opwekking)	109
6.9	Frekwensiespektra van modelrespons tydens fladder	110
6.10	Ossillograafresultate voor, tydens en na die fladderproses	110
6.11	Teoretiese voorspelling van die fladdermodusvorm	111
6.12	Windtonneltoetsresultate : Frekwensie vs Snelheid	111
6.13	Windtonneltoetsresultate : Zimmerman-kriterium	112
6.14	Windtonneltoetsresultate : $1/A$ van modus 2	112



## LYS VAN TABELLE

Tabel	Beskrywing	Bladsy
3.1	Teoretiese ontwerpresultate ná aanpassings	58
3.2	Finale ontwerpparameterwaardes	59
4.1	Finale sparaftmetings	63
4.2	Vooruitgeskatte en teikenwaardes vir segmentmassa en $I_{\alpha}$ vóór massabalansering	68
5.1	Resultate van die massaberekeninge	74
5.2	Waardes vir die optimaliseringsprobleem	77
5.3	Resultate van die optimaliseringsprobleem	77
5.4	Resulterende modelmassa	79
5.5	Opsomming van die $EI_x$ - en GJ-eienskappe	85
5.6	1e 8 Natuurlike frekwensies van die TACT-model	94
6.1	Windtonneltoetsresultate : Frekwensie vs Snelheid	107

## SIMBOLELYS

## Gewone Simbole

## Hoofstuk 1 en 2

$a$	konstante, elastiese as-posisie t.o.v. die middelkoordposisie
$a_n$	amplitude van ossillasie
$A, A_1 \dots A_4$	konstantes
$b$	halfkoordlengte
$B$	konstante
$c$	posisie van die beheervlakrotasie-as t.o.v. die middelkoord
$C$	konstante
$C_{ij}$	veralgemeende kragkoëffisiënte
$CG_x$	Swaartepuntposisie in die koordgewyse rigting
$E$	styfheidsmodulus
$EI_x$	transversale buigstyfheid
$EI_z$	invlak- (laterale) buigstyfheid
$e$	natuurlike logaritmiese konstante (2.7181818...)
$F_A$	funksiewaarde van $\bar{m}(y)$ by $y_A$
$F_B$	funksiewaarde van $\bar{m}(y)$ by $y_B$
$F_f$	fladderfrekwensie
$GJ$	torsionele styfheid
$g$	gravitasionele versnelling, strukturele demping
$h$	transversale verplasing van die elastiese as vanuit verwysingsposisie
$h'$	afgeleide van $h$ m.b.t. $s$
$h_i(y)$	ie transversale verplasingskomponent van die elastiese as as 'n funksie van $y$
$i$	indeks, $\sqrt{-1}$
$I_\alpha(y)$	massatraagheidsmoment
$k$	veerkonstante, gereduseerde frekwensie
$k_c$	gekonvergeerde $k$ -waarde in die pk-metode
$K_{grs}$	elemente van $[K]$
$\ell$	balklengte, vlerklengte
$L'$	lugdinamiese hefkrag per eenheidslengte

## SIMBOLELYE (VERVOLG)

$L_h, L_\alpha$	lugdinamiese hefkragte gedefineer i.t.v. Theodorsen-funksies
$L_{ea}$	hefkrag op elastiese as
$LH_0, LH_0',$ $LAH, LHH,$ $LHH', MAA',$ $MHL, MAL,$ $MAL'$	terme ter vereenvoudiging van lugdinamiese vergelykings
$m$	puntmassa, massaverspreiding van kantelbalk
$M'$	lugdinamiese moment per eenheidslengte
$M_h, M_\alpha$	lugdinamiese momente gedefineer i.t.v. Theodorsen-funksies
$M_{ea}$	moment op elastiese as
$M_{grs}$	elemente van $[M]$
$p$	nie-dimensionele operator
$P_r$	aandrywingsfunksie
$Q_i$	veralgemeende kragte
$R$	konstante
$r$	koördinaat loodreg op elastiese as
$s$	konstante, koördinaat langs elastiese as
$S_\alpha(y)$	statiese onbalans
$t$	tyd
$T$	kinetiese energie
$U$	potensiële energie
$V$	snelheid
$V_f$	fladderspoed
$V_n$	vrystroomsnelheid
$w$	transversale verplasing van balk
$w_{ea}(y, t)$	transversale verplasing van die elastiese as op tydstep $t$
$\delta W_i$	inkrementele virtuele werk
$W$	werk gedoen
$x$	verplasingsvryheidsgraad (soortgelyk vir $y$ en $z$ )
$\dot{x}, \ddot{x}$	1 <sup>e</sup> en 2 <sup>e</sup> tydsafgeleides van $x$ (soortgelyk vir $y$ en $z$ )
$x_r$	stelselkoördinaat
$x_0$	amplitude van ossillasie in $x$ -rigting

(xv)

## SIMBOLELYS (VERVOLG)

## Hoofstuk 3

$A$	deursnitarea
$A_s$	skuifarea
$A_1 \dots A_4$	konstantes
$AR$	slankheidsverhouding
$Area_{element}$	elementarea
$Area_{tot}$	totale area onder $\bar{m}$ -kurwe
$c_i$	intermediêre vlerkkoord
$c_r$	vlerkwortelkoord
$c_t$	vlerkpuntkoord
$CG_x(y)$	koordgewyse swaartepuntposisie
$d_f$	afstand $M_1$ vóór elastiese as
$d_b$	afstand van $M_3$ agter elastiese as
$d_s$	afstand van swaartepunt agter elastiese as
$E$	elastisiteitsmodulus
$EI_x(y)$	transversale buigstyfheid
$EI_z(y)$	laterale buigstyfheid
$F_f$	fladderfrekwensie
$GJ$	torsionele styfheid
$i$	$\sqrt{-1}$ , teller
$I$	snittraagheidsmoment
$I_x$	2 <sup>e</sup> areamoment om die x-as
$I_z$	2 <sup>e</sup> areamoment om die z-as
$I_\alpha(y)$	polêre massatraagheidsmomentverspreiding
$I_\alpha$	puntmassatraagheidsmoment
$j$	indeks
$J$	torsionele konstante
$k$	veerkonstante
$\ell$	balklengte
$m(y)$	massaverspreiding
$\bar{m}(y)$	genormaliseerde massaverspreiding

(xvi)

## SIMBOLELYS (VERVOLG)

$M_{\text{element}}$	massa van 'n eindige element
$M_{\text{tot}}$	totale massa van die model
$M_{1,2,3}$	puntmassas
$MOD_{\text{crit}}$	kritieke modus se dempingsverloop teenoor snelheid
$n$	aantal nodepunte, vryheidsgrade of elemente
$n \times n$	orde van 'n matriks
$q$	veralgemeende koördinaat
$\dot{q}, \ddot{q}$	1 <sup>e</sup> en 2 <sup>e</sup> tydsafgeleides van $q$
$s$	veranderlike, halfspan
$t$	tyd, vlerkdikte
$V_f$	fladderspoed
$w$	z-translasie
$\dot{w}$	1 <sup>e</sup> tydsafgeleide van $w$
$y$	spangewyse koördinaat, y-translasie
$y_A$	binneboordstasie van balkelementnodepunt vir elementmassaberekening
$y_B$	buiteboordstasie van balkelementnodepunt vir elementmassaberekening

## Hoofstuk 4

$a$	breedte van sparweb in deursnit
$b$	hoogte van sparweb in deursnit
$c$	wydte van sparflens in deursnit
$c_{\text{koord}}$	c-afmeting in die koordgewyse rigting
$c_{\perp}$	c-afmeting loodreg op die elastiese as
$I_x(y)$	2 <sup>e</sup> areamoment om x-as
$I_z(y)$	2 <sup>e</sup> areamoment om z-as
$I_{\alpha}$	massatraagheidsmoment van segment om elastiese as
$J$	torsionele konstante
$N_{1,2,3}$	slankheidsverhoudings van sparafmetings t.o.v. mekaar
$t$	sparflensdikte

## SIMBOLELYS (VERVOLG)

## Hoofstuk 5

A	afstand tussen punt van belastingaanwending en eerste spieëltjie in paar
$CG_{x_0}$	swaartepuntposisie van ongebalanseerde segment
$CG_{x_b}$	swaartepuntposisie van balanseermassas
$CG_{x_t}$	swaartepunteikenposisie
$d_r$	momentarmlengte
$D_w$	afstand tussen spieëltjies en muur
$EI_x$	transversale buigstyfheid
GJ	torsionele styfheid
$I_{\alpha_0}$	massatraagheidsmoment van ongekalibreerde segment
$I_{\alpha_a}$	fopveranderlike
$I_{\alpha_b}$	balanseermassatraagheidsmoment
$I_{\alpha_p}$	massatraagheidsmoment van die driebeenpendulum
$I_{\alpha_{spar}}$	massatraagheidsmoment van spar
$I_{\alpha_t}$	massatraagheidsmomentteikenwaarde vir segment
$K_p$	kalibreringskonstante van die driebeenpendulum
L	afstand tussen twee spieëltjies in paar
$M_0$	massa van ongebalanseerde segment
$M_{1,2,3}$	balanseermassas
$M_b$	kalibreringsmassa
$M_p$	massa van driebeenpendulum
$M_{spar}$	massa van spar
$M_t$	teikenmassa van segment
P	belastinginkrement
t	periode van een ossillasie van die driebeenpendulum
T	inkrementele aangewende torsie
$x_{1,2,3}$	posisies van $M_{1,2,3}$
$X_0$	afstand tussen $CG_{x_0}$ en $CG_{x_t}$
$X_b$	afstand tussen $CG_{x_b}$ en $CG_{x_t}$



## SIMBOLELYS (VERVOLG)

## Hoofstuk 6, 7 en 8

$A$	amplitude van ossillasie
$CG_x$	koordgewyse swaartepuntposisie
$E$	elastisiteitsmodulus
$F_f$	fladderfrekwensie
$V_f$	fladderspoed

## Matrikssimbole

$\{ \}$	kolomvektor
$[ ]$	ryvektor
$[ ]$	matriks
$\{a\}, \{\bar{a}\}$	stelselverplasingsvektore
$\{\dot{a}\}, \{\ddot{a}\}$	tydsafgeleides van $\{a\}$
$[\bar{a}]_j$	ryvektor van eiewaardes
$[A], [B],$ $[D], [E],$ $[F]$	algemene matrikse
$[A(p)]$	lugdinamiese matriks as funksie van $p$
$[A(ik)]$	lugdinamiese matriks as funksie van $k$
$[C]$	dempingsmatriks
$\{F\}$	algemene kragtevektor
$[K]$	styfheidsmatriks
$[M]$	massamatriks
$\{q\}$	veralgemeende koördinaatvektor
$\{\dot{q}\}, \{\ddot{q}\}$	tydsafgeleides van veralgemeende koördinaatvektor
$\{\bar{q}\}$	konstante-amplitude-veralgemeende-koördinaatvektor
$\{Q\}$	veralgemeende kragtevektor



## SIMBOLIS (VERVOLG)

## Onderskrifte

a	verwysing na fopveranderlike
b	verwysing na stroomaf-rigting
A, B	indekse
c	indeks
crit	verwysing na kritieke punt/modus
ea	elastiese as
element	verwysing na element
f	verwysing na fladderpunt, stroomaf-rigting
g	verwysing na modale eenheid (bv. $M_g$ )
h	verwysing na transversale beweging of koördinaat
i	indeks, intermediêr
ij	matrikselementindeks
j	indeks
koord	verwysing na die koordgewyse rigting
le	leirand
max	maksimum
min	minimum
n	indeks, vrystroomrigting
p	verwysing na pendulum
r	indeks, verwysing na r-koördinaat
s	indeks, verwysing na seevlak, afstand, s-koördinaat
spar	verwysing na modelspar
t	verwysing na vlerkpunt, teikenwaarde
tot	verwysing na totaal
te	volgrand
x	verwysing na x-rigting of x-as
y	verwysing na y-rigting of y-as
z	verwysing na z-rigting of z-as
0	verwysing na basiese eenheid (bv. $x_0$ )
$\alpha$	verwysing na hoekverplasing om elastiese as, massatraagheidsmoment

(xx)

## SIMBOLELYS (VERVOLG)

## Griekse simbole

$\alpha$	rotasie van die hefvlak om die elastiese as
$\alpha'$	afgeleide van $\alpha$ m.b.t. s
$\epsilon$	fasehoek
$\phi$	tydsonafhanklike verplasingsfunksie
$\phi^i \dots iv$	afgeleides van $\phi$ m.b.t. y
$\gamma$	dempingskoëffisiënt
$\Lambda$	peilhoek van elastiese as
$\Delta d$	verskil tussen die gemiddelde $\Delta$ 's van twee opeenvolgende stasies
$\lambda_i$	komplekse eiewaarde van dinamiese stelsel
$\lambda_c$	gekonvergeerde $\lambda$ -waarde in die pk-metode
$\omega, \omega_1 \dots \omega_3$	hoekfrekwensie
$\pi$	konstante (3.14159265...)
$\theta$	hoekverplasing per eenheidskrag of hoekverplasing
$\theta_{ea}(y, t)$	rotasie van die seksie om die elastiese as op tydstip t
$\rho$	lugdigtheid
$\rho_s$	lugdigtheid by seevlak
$\sigma_i$	reële gedeelte van $\lambda_i$
$\sigma_s$	lugdigtheidsverhouding ( $\rho/\rho_s$ )
$\delta \xi_i$	verplasing in $\xi_i$
$\xi$	posisie-onafhanklike funksie
$\xi, \ddot{\xi}$	1 <sup>e</sup> en 2 <sup>e</sup> tydsafgeleides van $\xi$

# AFKORTINGS

Aerotek	(Gebruiksnaam vir DLS/DAST)
DAST	Division for Aeronautical Systems Technology
DLS	Divisie vir Lugvaartkundige Stelseltegnologie
DEI	Dynamic Engineering Incorporated
EA	Elastiese As
EE	Eindige Elemente
EEM	Eindige Elementmodel
EHB	Enkelvoudige Harmoniese Beweging
FRF	Frekwensieweergawefunksie
GVT	Grondvibrasietoets (E. Ground Vibration Test)
HPGL	Hewlett-Packard Graphic Language
MOD	modus
PARAM	parameter

## 1 INLEIDING

### 1.1 Aero-elastisiteit : Fladder

Aero-elastisiteit kan kortliks gedefinieer word as die wisselwerking van lugdinamiese, elastiese en traagheidskragte. Statiese aero-elastisiteit, waarvan beheeromkering (E. Control Reversal) en statiese divergensie voorbeelde is, sluit die bydrae van traagheidskragte uit. Dié kragte word wel ingesluit in dinamiese aero-elastisiteit waarvan stertskud (E. Buffet) en fladder voorbeelde is. Dinamiese belastings soos valwinde (E. Gusts) en turbulensie is belangrike faktore by die bestudering van dinamiese aero-elastisiteit, aangesien dit ossillasies van die struktuur waarop dit inwerk, kan indusseer. Die ontwerper moet dus daarteen voorsorg tref dat hierdie geïndusseerde ossillasies die oorskryding van aanvaarbare spanningsvlakke veroorsaak. Die moontlikheid bestaan egter dat bogenoemde ossillasies ook as 'n meganisme kan dien om die selfopwekkende aard van die fladdermeganisme te sneller.

Fladder kan gedefinieer word as die dinamiese onstabieleit van 'n elastiese liggaam wat traagheid besit in 'n vloeier wat teweeggebring kan word deur lugdinamiese kragte. Dié kragte word veroorsaak en beïnvloed deur die verplasing van die elastiese struktuur vanuit sy ewewigposisie. Fladder word gewoonlik ondervind in strukture wat aan hoë lugdinamiese belasting onderworpe is soos vlerke, stertsamestellings, vlerk/stoor-kombinasies en beheervlakke. Fladder vind plaas by 'n spesifieke spoed,  $V_f$ , wat ook bekend staan as die kritieke of fladderspoed.  $V_f$  kan gedefinieer word as die laagste vlugsnelheid waarby 'n gegewe struktuur sal ossilleer met selfonderhoudende EHB. Met bogenoemde stelling word konstante amplitude van ossillasie en dus ook 'n stelseliewaarde wat streng imaginêr is, geïmpliseer. Met toenemende vlugsnelheid ( $V > V_f$ ) raak die reële gedeelte van hierdie eiewaarde positief, wat beteken dat die stelsel onstabil raak. Die ossillasies begin dus eksponensieel toeneem en indien die vlugsnelheid nie weer tot onder  $V_f$  daal nie, kan strukturele falings intree. Vlugsnelhede laer as  $V_f$  verteenwoordig 'n stabiele toestand met die reële gedeeltes van alle eiewaardes negatief. (Kyk hoofstuk 2.)

In die algemeen kan 'n stelsel met een vryheidsgraad nie onstabil wees nie, tensy daar onnatuurlike meganiese karakteristieke teenwoordig is, soos negatiewe veerkrag of damping. 'n Stelsel met meer as een vryheidsgraad kan egter onstabil raak sonder die teenwoordigheid van 'n ongewone karakteristiek. Die kragte wat met elke individuele vryheidsgraad geassosieer word, kan in wisselwerking divergerende ossillasies veroorsaak, indien 'n geskikte faseverskil tussen hierdie vryheidsgrade

bestaan. Hierdie onstabiele toestand kan katastrofale gevolge hê vanweë die eksponensieel-toenemende aard van die beweging soos hierbo beskryf is.

Bielawa [1] stel drie idees wat volgens sy beskrywing die onstabiele beweging van enige lineêre multivryheidsgraad-stelsel beheer, nl.:

- (i) Die aard van die onstabiele stelsel is sodanig dat daar destabiliserende kragte bestaan wat daarop inwerk. Hierdie kragte het komponente in fase met die snelheid en vir die onstabiele beweging doen hierdie kragte dus werk op die stelsel.
- (ii) In enige sodanige onstabiele, dinamiese stelsel het elke vryheidsgraad 'n ooreenkomstige aantal kragte wat komponente het in fase met die snelheid van daardie vryheidsgraad. Bielawa noem hierdie kragte "aandrywingskragte" (E. Driving Forces).
- (iii) Vir enige onstabiele toestand wat twee of meer vryheidsgrade insluit, sal daar 'n aantal energievloeibane (E. Energy Flow Paths) wees waarin die vryheidsgrade gesamentlik energie na mekaar toe terugvoer.

Figuur (1.1) toon skematies aan hoe 'n tweedimensionele vleuel (twee vryheidsgrade, nl. vertikale verplasing en rotasie om 'n as loodreg op die snitvlak van die vleuel) optree wanneer dit in 'n toestand verkeer waar die beweging aangedryf word deur die verplasing van die vleuel in beide vryheidsgrade. Die faseverskil tussen die twee vryheidsgrade wat die onstabiele toestand laat voortduur, word hiermee geïllustreer.

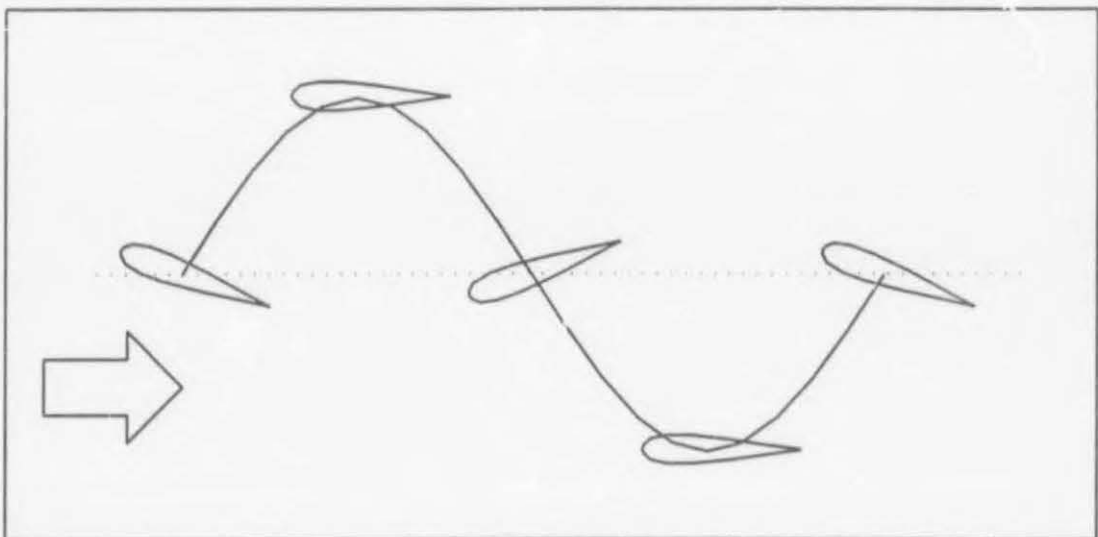


Fig.(1.1) Skematiese voorstelling van 'n tweedimensionele vleuel tydens 'n onstabiele, ossillerende beweging.



Tydens 'n tipiese fladderanalise is een van die belangrike stappe die bepaling van die dinamiese eienskappe van die struktuur. Een van verskeie metodes wat gebruik word om hierdie eienskappe van die struktuur te bepaal, is om die kontinue struktuur wiskundig op 'n vereenvoudigde manier voor te stel. Hierdie wiskundige vereenvoudiging behels die voorstelling van die kontinue struktuur asof dit uit 'n eindige aantal gekonsentreerde massas (E. Lumped Mass Concept) bestaan, verbind met 'n eindige aantal massalose elastiese balke. Dit is algemeen bekend dat dié voorstellings slegs benaderings is. Om dié rede is die resultate ook benaderings van die werklikheid, al is die ooreenkomste gewoonlik merkwaardig groot. Laasgenoemde akkuraatheid is egter noodwendig afhanklik van die sorg waarmee hierdie modellering gedoen word. Bogenoemde beskrywing van die kontinue struktuur m.b.v. 'n eindige aantal balke en massas is 'n voorbeeld van die toepassing van die metode van Eindige Elemente (E. Finite Elements). Hierdie metode van strukturele modellering lewer benaderd akkurate resultate en in die geval van dinamiese analise word slegs 'n eindige aantal eiewaardes bepaal, maar dit is normaalweg die belangrikstes i.t.v. die impak daarvan op die daaropvolgende fladderanalise. Hierdie modelleringsmetode, gevolg deur die daaropvolgende statiese en/of dinamiese analyses, is reeds goed ontwikkel en daar bestaan vandag gesofistikeerde rekenaarpakette wat 'n menigte elemente vir verskillende toepassingsgebiede het waaruit die gebruiker kan kies.

Beide die teoretiese en eksperimentele natuurlike modusse (eievektore) van 'n bepaalde struktuur is onafhanklik van mekaar, oftewel ortogonaal, sodat daar 'n unieke stel modusse vir elke struktuur/massa-samestelling bestaan wat daardie struktuur karakteriseer. Bostaande onafhanklikheid van onderlinge modusse beteken dat dié verplasings in een modus nie deur die traagheidskragte in 'n ander teweeggebring kan word nie. Verder kan die responsie van 'n enkele modus a.g.v. die aanwending van 'n eksterne krag gevind word sonder verwysing na die ander modusse. Deur dus die responsie van elke modus afsonderlik te vind en daarna die bydraes te superponeer, kan die responsie van die totale struktuur a.g.v. die aangewende krag bepaal word.

Behalwe die genoemde struktuurdinamiese analise wat deel uitmaak van 'n fladderanalise, is daar ook nog die lugdinamiese analise wat 'n belangrike rol speel, waar dit van belang is om die lugdinamiese kragte en invloede van die spesifieke geometriese struktuuruitleg te bepaal sonder die aanwesigheid van die natuurlike elastiese eienskappe daarvan. Soos in die geval van die teoretiese struktuuranalise kan die lugdinamiese analise ook numeries gedoen word en daar bestaan trouens ook, net soos in die vorige geval, reeds gevestigde metodes om hierdie tipe berekeninge te

doen. 'n Voorbeeld van hierdie tipe analiseringsmetodes is paneelmetodes (E. Panel Methods). Dit behels ook die vereenvoudiging van die lugdinamiese profiel van die struktuur deur die voorstelling van hierdie liggaam asof dit uit 'n eindige aantal lugdinamiese elemente oftewel panele bestaan.

Die samevattende gedeelte van die fladderanalise is die bepaling van die spesifieke wisselwerking van bogenoemde struktuur- en lugdinamika. Tydens hierdie proses word die frekwensie- en dempingsverlope van die gekose natuurlike modusse teenoor snelheid bereken en kan daar gevolglik voorspel word wat die fladdereienskappe van die betrokke lugraam sal wees.

## 1.2 Omvang en Doelwitte van die Projek en Tesis Onderskeidelik

Die breër projek – waarvan hierdie tesis 'n deel beskrywe – behels die ontwikkeling van aktiewe fladderbeheertegnologie. 'n Verdere ontwikkeling sal die daarstelling van 'n beheerstelsel wat die dinamiese belastings op die lugraam wat tipies deur valwinde of turbulensie veroorsaak word, aktief kan verlig (E. Active Gust Load Alleviation, Ride Quality Control, Maneuver Load Control).

Die eerste fase van die projek behels die daarstelling van 'n geskikte toetsvoertuig in die vorm van 'n windtonnel-fladdermodel waarvan die dinamiese gedrag voorspelbaar sal wees. Die tweede fase van die projek behels die ontwikkeling van toepaslike beheerwette en die toepassing van laasgenoemde op die model in die vorm van 'n geskikte beheerstelsel. Hierdie beheerstelsel moet in staat wees om fladder effektief te onderdruk, sowel as om die effek van genoemde dinamiese belastings te verminder. Die omvang van hierdie tesis sluit die volgende gedeeltes van bogenoemde projek in :

- (i) ontwerp en vervaardiging,
- (ii) instrumentasie en kalibrering en
- (iii) toets

van die fladdermodel ter wille van ontwerpsevestiging.

'n Voorafgaande literatuurstudie oor aktiewe beheertoepassings in aero-elastisiteit in die algemeen word nie ingesluit nie, hoewel dit deel uitmaak van die globale projek en reeds afgehandel is [2].



### 1.3 Modelontwikkelingsfase

Soos reeds genoem, is 'n windtonnel-fladdermodel tydens hierdie fase ontwikkel waarop die latere aktiewe beheertoepassings gedoen kon word. Hierdie model moes spesifieke eienskappe hê wat op 'n eenvoudige wyse gekarakteriseer kon word. Die ontwikkeling van die genoemde model het daartoe gelei dat toepaslike sagteware tydens die ontwerpfasie ontwikkel is en het hoë prioriteit geniet, enersyds om die ontwerpproses te outomatiseer en andersyds om 'n bruikbare databasis van programme vir latere werk op te bou. Die ontwikkelingsfase het uit twee gedeeltes bestaan, nl.:

- (i) teoretiese ontwerp en
- (ii) meganiese ontwerp en vervaardiging.

Die teoretiese ontwerpafdeling het hoofsaaklik afgestuur op 'n deeglike parametriese studie waarvan die resultate vervolgens gebruik is om 'n geskikte meganiese ontwerp uit te voer sodat die model aan spesifieke ontwerpdoelwitte kon voldoen.

Deeglike selfstudie i.v.m. aero-elastisiteit in die algemeen was nodig ten einde die ontwerpproses deeglik en logies te kon uitvoer. Hierdie selfstudiemateriaal maak 'n integrale deel van die tesis uit.

### 1.4 Tesisuiteensetting

Hoofstuk 1 verskaf agtergrondinligting i.v.m. die aero-elastiese verskynsel "fladder", asook 'n kort inleiding oor die werk wat gedek word. In hoofstuk 2 word die afleiding van die bewegings- en fladdervergelykings uiteengesit. Daar word verder ook melding gemaak van die verskillende gewilde lugdinamiese en fladderanalisesmetodes wat tans gebruik word. Hoofstuk 3 handel oor die teoretiese modelontwerpproses, terwyl hoofstuk 4 die meganiese ontwerp asook die vervaardigingsproses behels [3]. Hoofstuk 5 handel oor die kalibrering en instrumentasie van die model, sowel as die finale grondvibrasietoetse en fladdervoorspellings. In hoofstuk 6 word die windtonneltoetsprosedures, -instrumentasie en die toets self bespreek, sowel as die resultate van laasgenoemde [4], terwyl die bespreking daarvan en opmerkings daaroor in hoofstuk 7 vervat is. Algemene opmerkings en aanbevelings wat uit die ontwerp as geheel voortspruit, is ook in hierdie hoofstuk ingesluit. Hoofstuk 8 bevat die verwysings na relevante literatuur. Bylae A bevat die vloeiagram van die

ontwerpsprogrammatuur, terwyl bylae B die werkstekeninge van die model bevat.

### 1.5 Hoekom Fladderbeheer ?

Vanweë die gevaar wat fladder vir lugrame inhou, word daar gewoonlik voldoende voorsorgmaatreëls getref om te verseker dat fladder vermy kan word binne die vluggebied (E. Flight Envelope). Daar is verder twee tipes fladderbeheer- of fladderonderdrukkingsmetodes, nl passiewe en aktiewe metodes. Die passiewe fladderonderdrukkingsmetodes behels gewoonlik die volgende :

- (i) selektiewe verstying van die lugraam, en/of
- (ii) massatoevoeging om die swaartepunt te skuif, en/of
- (iii) beperkings op die manewers wat uitgevoer mag word.

Passiewe fladderonderdrukkingsmetodes is oor die algemeen effektief en veilig en is oor die afgelope dekades met sukses toegepas om fladder aan bande te lê. Hoewel effektief in die onderdrukking van fladder is daar tog definitiewe nadelige newe-effekte wat met hierdie metodes gepaard gaan, nl. dat massa tot die struktuur toegevoeg word en/of dat daar ongewenste beperkings aan die mobiliteit van die vliegtuig gestel word. Aktiewe fladderonderdrukking bied daarenteen 'n opwindende, alternatiewe oplossing vir dieselfde probleem en gaan gepaard met die minimum massatoevoeging. Die aktiewe fladderonderdrukkingstelsel bestaan normaalweg uit 'n sentrale beheerder (gewoonlik in die vorm van 'n rekenaargeïmplementeerde beheerwet), bewegingsensors wat hierdie inligting aan die beheerder verskaf en beheervlakke in die geval van 'n vliegtuig wat inligting van die beheerder ontvang om korrekatief op te tree, d.w.s. die onstabiele stelsel aktief te stabiliseer.

Aktiewe beheer het die verdere voordeel dat dit nie net vir fladderonderdrukking nie, maar ook vir ander soortgelyke belangrike toepassings ingespan kan word, soos hierbo in § 1.2 genoem.

## 2 TEORETIESE AGTERGROND

Die ontwerpprocedure waarvan daar in hoofstuk 1 melding gemaak word, word in hoofstuk 3 volledig bespreek, maar dit is wenslik om nou reeds te noem dat dieselfde procedure wat in die praktyk tydens 'n vlugklaringsoefening gevolg word, ook tydens hierdie ontwerpsoefening gebruik is. Dit behels die uitvoer van :

- (i) 'n struktuurdinamiese analise om die dinamiese gedrag en eienskappe van die betrokke struktuur te bepaal,
- (ii) 'n lugdinamiese analise om die lugdinamiese invloedskoëffisiënte te bepaal, gevolg deur
- (iii) 'n fladderanalise wat gebruik maak van die inligting uit die voorafgaande analyses ten einde die fladdereienskappe van die struktuur te voorspel.

In hierdie hoofstuk word die teorie van die bogenoemde analyses behandel, terwyl daar melding gemaak word van verskillende metodes wat tydens genoemde procedure gebruik word.

### 2.1 Struktuurdinamika

Struktuurdinamika kan gedefinieer word as die studie van die beweging van strukture a.g.v. die aanwending van kragte daarop (intern en ekstern). Eksterne kragte kan langdurig of kortstondig van aard wees en staan algemeen bekend as aandrywingskragte. Die aanwending van bogenoemde kragte veroorsaak reaksie van die struktuur wat op sy beurt bepaal word deur die aard van die dinamiese stelsel. Dit behels die inherente eienskappe daarvan, sowel as die toestande waaraan dit op daardie oomblik onderworpe is. Die tipiese reaksie van 'n struktuur nadat 'n kortstondige krag (impuls) daarop ingewerk het, is om vry te ossilleer/vibreer teen al sy natuurlike frekwensies. Die inherente struktuur damping veroorsaak dat hierdie bewegings geleidelik uitdemp, d.w.s. dat die amplitude van die ossillasies afneem. In hierdie geval is daar gewoonlik een van die natuurlike modusse van die struktuur wat baie prominent tydens die vibrasie is. By 'n vlerkmodel soos wat in hierdie tesis gebruik is, is die 1<sup>e</sup> transversale buigmodus gewoonlik die mees opvallende. Hierdie modus het normaalweg ook die laagste natuurlike frekwensie. In die geval waar 'n langdurige aandrywingskrag op die struktuur aangewend word, kan die ander natuurlike modusse ook meer prominent opgewek word, afhangende van die aard van die aandrywingskrag. In beide gevalle kan die beweging van die struktuur beskrywe



word as 'n geweegde sommasie van al die natuurlike modusse van die struktuur waar die wegingsfaktore onafhanklike funksies van tyd is, aangesien natuurlike modusvorme nie tydafhanklik is nie, maar wel konstantes. In 'n kontinue stelsel is daar 'n oneindige aantal natuurlike frekwensies en modusse ter sprake. In 'n diskrete stelsel, wat uit 'n eindige aantal partikels of nodepunte bestaan, is daar egter slegs 'n eindige aantal natuurlike frekwensies en modusse teenwoordig. In die praktyk bestaan daar nie werklik sulke diskrete strukture nie, maar soos reeds in hoofstuk 1 genoem, word hierdie benadering gereeld gevolg ten einde benaderde numeriese oplossings vir analities onoplosbare struktuurprobleme te verskaf.

Die modusvorme van 'n struktuur is in hierdie geval 'n struktuurdinamiese term wat die verplasing van 'n struktuur tydens ossillasie beskrywe. Indien 'n struktuur teen 'n konstante frekwensie vry ossilleer, staan hierdie frekwensie bekend as 'n natuurlike frekwensie en die ooreenkomstige beweging van die struktuur is die beweging in die ooreenstemmende natuurlike modus daarvan. Hier volg kort beskrywings van 'n een-vryheidsgraadstelsel, 'n kontinue kantelbalkprobleem en die algemene vergelykings van 'n diskrete meer-vryheidsgraadstelsel wat bostaande begrippe (natuurlike frekwensies en modusse) illustreer.

### 2.1.1 Een-vryheidsgraadstelsel

Die eenvoudige veer/massa-opstelling in figuur (2.1) toon die beginsels van die dinamika van 'n een-vryheidsgraadstelsel.

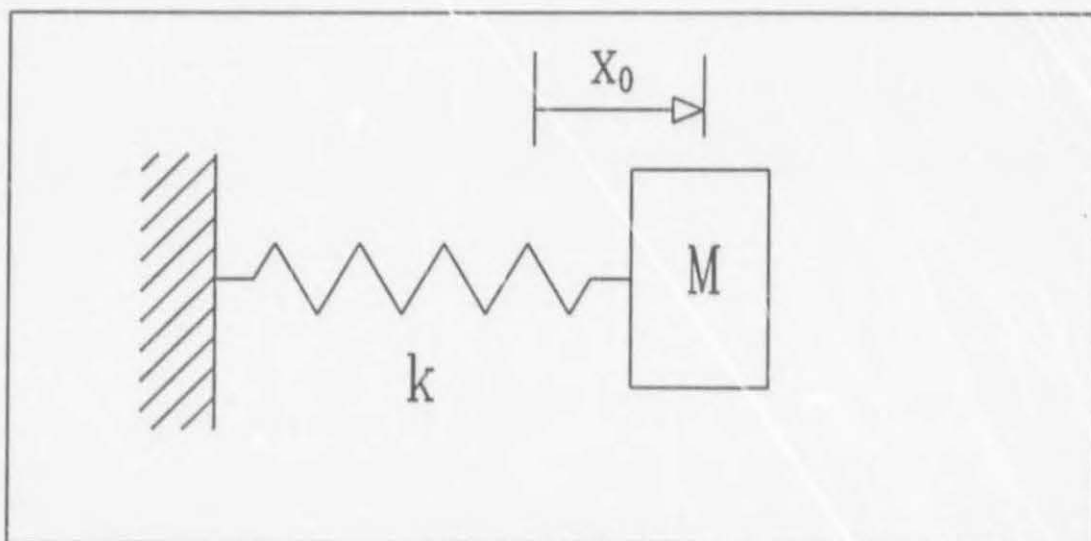


Fig.(2.1) 'n Eenvoudige veer/massa-opstelling

Die massa word soos getoon, deur die klein afstand  $x_0$  verplaas en laat los. Die bewegingsvergelyking wat die gedrag van die massa en veer in die afwesigheid van dempingskragte beskrywe, is :

$$m \ddot{x} + k x = 0 \quad (2-1)$$

waar  $k$  die veerkonstante is. Die massa ossilleer met EHB, d.w.s.

$$x = x_0 \sin(\omega t + \epsilon) \quad (2-2)$$

waar  $\omega^2 = k/m$  en  $\epsilon$  die fasehoek is. Die frekwensie (natuurlike frekwensie) is  $\omega/2\pi$  siklusse per sekonde en die amplitude  $x_0$  met  $\omega$  die natuurlike hoekfrekwensie. Soos gesien kan word, is die natuurlike frekwensie (slegs een aangesien die stelsel net een vryheidsgraad het, nl.  $x$ ) afhanklik van die basiese fisiese eienskappe van die opstelling, nl. die groottes van  $m$  en  $k$ . Die amplitude van ossillasie is onafhanklik van bogenoemde eienskappe en word in hierdie geval net bepaal deur die grootte van die aanvanklike verplasing  $x_0$ . Dit is dus belangrik om daarop te let dat die grootte van die amplitude  $x_0$  nie die inherente gedrag van die stelsel verander nie. Dit impliseer egter dat die fisiese limiete van die veer nie oorskry mag word nie, in welke geval nie-lineêre gedrag meegebring sou word.

### 2.1.2 Kontinue Kantelbalk

Figuur (2.2) toon die opstelling vir 'n kontinue kantelbalk waarvan die dinamiese eienskappe analities bepaal word.

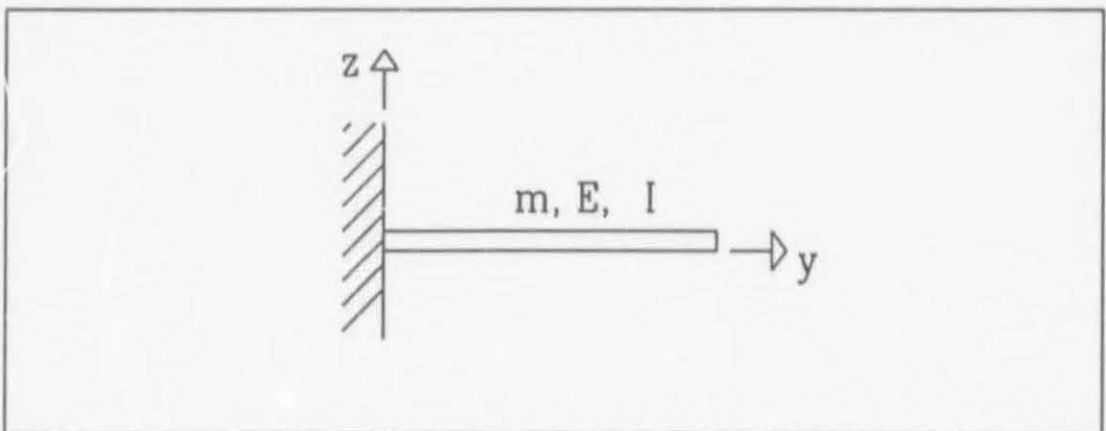


Fig.(2.2) 'n Kontinue kantelbalk

Die beheerende differensiaalvergelyking wat die transversale beweging  $w(y,t)$  van die kantelbalk beskrywe, is [5]

$$m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = 0 \quad (2-3)$$

waar  $m$  die massaverspreiding van die balk,  $E$  die elastisiteitsmodulus en  $I$  die snittraagheidsmoment is. Met behulp van die skeiding van veranderlikes volg

$$w(y,t) = \phi(y) \xi(t) \quad (2-4)$$

met

$$\begin{aligned} \phi(y) & \text{ 'n tydonafhanklike verplasingsfunksie en} \\ \xi(t) & \text{ 'n posisie-onafhanklike funksie.} \end{aligned}$$

Deur middel van substitusie van (2-4) in (2-3) volg

$$\frac{\phi^{iv}(y)}{\phi(y)} = \frac{-m\xi(t)}{EI\xi(t)} = C \quad (2-5)$$

waar  $C$  'n konstante is. Gerieflikheidshalwe word  $C = a^4$  gestel en in (2-5) teruggestel waaruit die vergelykings

$$\phi^{iv}(y) - a^4 \phi(y) = 0 \quad (2-6)$$

en

$$\ddot{\xi}(t) + \omega^2 \xi(t) = 0 \quad (2-7)$$

met

$$\omega^2 = \frac{a^4 EI}{m} \quad (2-8)$$

volg. Vergelyking (2-7) is nou die bekende 2<sup>e</sup>-orde vryvibrasievergelyking met die oplossing

$$\xi(t) = A \sin(\omega t) + B \cos(\omega t) \quad (2-9)$$

Vergelyking (2-6) kan opgelos word deur  $\phi(y) = Re^{sx}$  in te stel, sodat

$$s^4 - a^4 = 0 \quad (2-10)$$

en dus

$$s = \pm ia; \pm a \quad (2-11)$$

Die eksponensiële oplossing kan i.t.v. trigonometriese en hiperboliese funksies beskryf

word, nl.:

$$\phi(y) = A_1 \sin(ay) + A_2 \cos(ay) + A_3 \sinh(ay) + A_4 \cosh(ay) \quad (2-12)$$

waar  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$  en  $A_4$  bepaal kan word sodat al die randwaardes bevredig word. Bogenoemde randwaardes sluit in geen verplasing by die ingeklemde punt asook geen helling oftewel buigdefleksie by daardie punt nie en geen moment of skuifkrag by die vry punt nie. Vergelyking (2-13) beskryf hierdie randwaardes.  $\ell$  is die lengte van die balk.

$$\phi(0) = 0 \quad (2-13(a))$$

$$\phi^i(0) = 0 \quad (2-13(b))$$

$$\phi^{ii}(\ell) = 0 \quad (2-13(c))$$

$$\phi^{iii}(\ell) = 0 \quad (2-13(d))$$

Wanneer vergelykings (2-13) op (2-12) toegepas word, volg

$$A_2 + A_4 = 0 \quad (2-14)$$

$$A_1 + A_3 = 0 \quad (2-15)$$

$$-A_1 \sin(a\ell) - A_2 \cos(a\ell) + A_3 \sinh(a\ell) + A_4 \cosh(a\ell) = 0 \quad (2-16)$$

$$-A_1 \cos(a\ell) + A_2 \sin(a\ell) + A_3 \cosh(a\ell) + A_4 \sinh(a\ell) = 0 \quad (2-17)$$

Indien  $A_3$  en  $A_4$  uit vergelykings (2-14) tot (2-17) geëlimineer word, bly die volgende oor,

$$\begin{bmatrix} \sin(a\ell) + \sinh(a\ell) & \cos(a\ell) + \cosh(a\ell) \\ \cos(a\ell) + \cosh(a\ell) & \sinh(a\ell) - \sin(a\ell) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} A_1 \\ A_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2-18)$$

Vir die nie-triviale oplossing om te bestaan, moet die determinant van die koëffisiëntematriks gelyk aan nul wees, sodat

$$1 + \cos(a\ell) \cosh(a\ell) = 0 \quad (2-19)$$

Aangesien al dié waardes van  $a\ell$  die determinant nul sal maak, kan  $A_1$  i.t.v.  $A_2$  geskryf word, waarvandaan  $A_3$  en  $A_4$  vervolgens bepaal kan word. Elke oplossing van vergelyking (2-19) stem ooreen met 'n natuurlike modus, waarvan die ooreenkomstige natuurlike hoekfrekwensie  $\omega_1$  uit (2-8) voortspruit nadat  $a$  bepaal is. Elke natuurlike modusvorm word gegee wanneer die oplossing in (2-12) ingestel word.  $\phi(y)$  is in hierdie geval dus die bepaalde modusvorm. Figuur (2.3) toon skematies die oplossing van die 1<sup>e</sup> drie natuurlike modusse en ooreenstemmende natuurlike frekwensies van bostaande kantelbalk met



$$\omega_1 = (1.875)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (2-20)$$

$$\omega_2 = (4.694)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (2-21)$$

$$\omega_3 = (7.855)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (2-22)$$

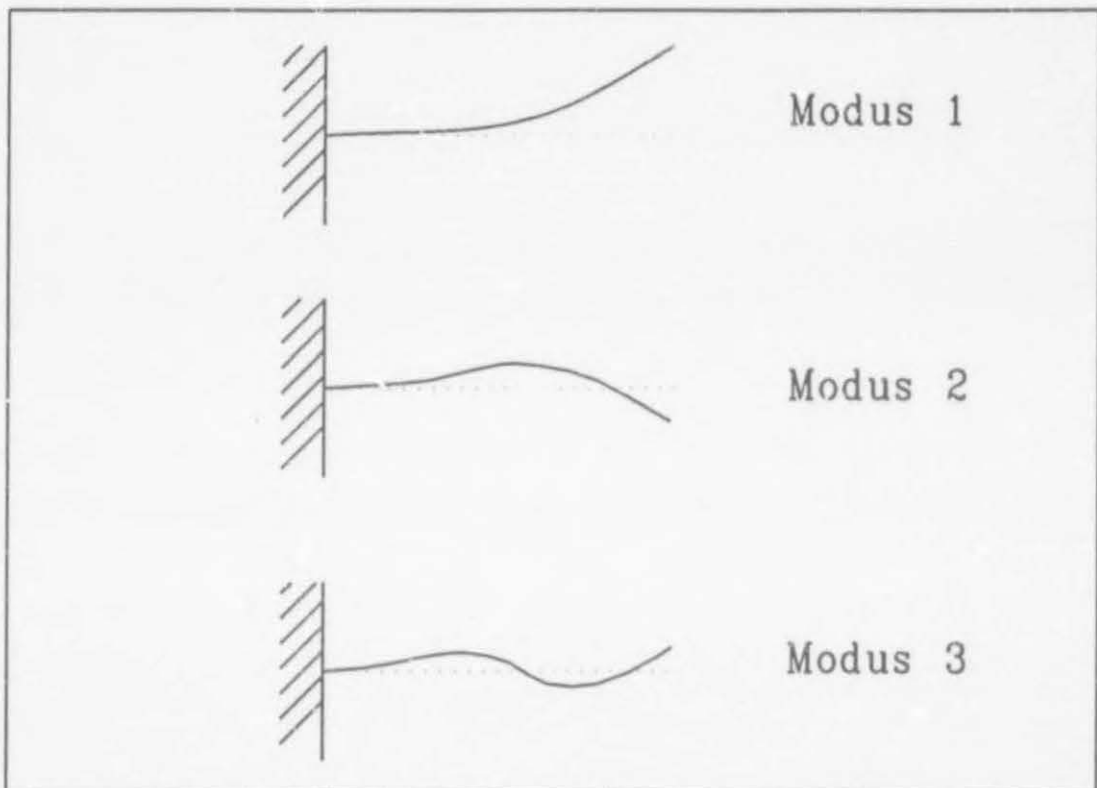


Fig.(2.3) Die 1<sup>e</sup> drie natuurlike modusse van die kantelbalk

### 2.1.3 'n Diskrete Meer-vryheidsgraadstelsel

Vir 'n meer-vryheidsgraadstelsel kan die tweede wet van Newton toegepas word en die stelsel se bewegingsvergelykings in matriksnotasie geskryf word, nl.

$$[M] \{\ddot{a}\} + [C] \{\dot{a}\} + [K] \{a\} - \{F\} = 0 \quad (2-23)$$

met

- $[M]$  die massamatriks van die probleem,
- $[C]$  die dempingsmatriks,
- $[K]$  die styfheidsmatriks,

$\{F\}$  die kragtevektor en

$\{a\}$ ,  $\{\dot{a}\}$ ,  $\{\ddot{a}\}$  die verplasingsvektor en sy tydsafgeleides

In die geval van vrye, ongedempte responsie word die bostaande vergelyking soos volg geskryf

$$[M] \{\ddot{a}\} + [K] \{a\} = 0 \quad (2-24)$$

Indien die algemene oplossing vir hierdie differensiaalvergelyking soos volg aanvaar word

$$\{a\} = \{\bar{a}\} e^{i\omega t} \quad (2-25)$$

kan (2-24) herskryf word as

$$\left[ -\omega^2 [M] + [K] \right] \{\bar{a}\} = 0 \quad (2-26)$$

Vergelyking (2-26) staan in die algemeen bekend as 'n eiewaardeprobleem. Vir die bestaan van die nie-triviale oplossing moet die determinant van die koëffisiëntematriks gelyk aan nul wees, d.w.s.

$$\left| -\omega^2 [M] + [K] \right| = 0 \quad (2-27)$$

Die vergelyking wat hieruit voortspruit, word die karakteristieke vergelyking van die eiewaardeprobleem genoem. Die oplossing van hierdie probleem lewer  $n$  waardes van  $\omega^2$  (oftewel  $\omega_j$ ,  $j = 1, \dots, n$ ) indien die grootte-orde van  $[K]$  en  $[M]$   $n \times n$  is. Hierdie  $\omega_j$ 's word die natuurlike hoekfrekwensies of eiewaardes van die stelsel genoem. Deur middel van terugsubstitusie van die eiewaardes  $\omega_j$  in die oorspronklike vergelyking (2-26) kan  $n$  vektore  $\{\bar{a}\}_j$  gevind word wat die natuurlike modusse of eievektore van die stelsel genoem word en die verhouding van die verskeie terme ten opsigte van mekaar aandui. Die  $j$ e modus dui die verhouding van die verskillende terme of komponente van die amplitudevektor  $\{\bar{a}\}_j$  ten opsigte van mekaar aan, wanneer die stelsel vry vibreer teen die  $j$ e natuurlike hoekfrekwensie  $\omega_j$ .

Daar bestaan 'n paar verskillende metodes waarvolgens die eievektore genormaliseer word ten einde die verskillende eievektore kwantitatief met mekaar te kan vergelyk. Een van hierdie aanvaarde metodes is om die massamatriks  $[M]$  te benut met  $\{\bar{a}\}_j$  die

$j^{\text{e}}$  eievektor, sodat

$$[\bar{a}]_j [M] \{\bar{a}\}_j = 1 \quad (2-28)$$

waar die regterkant van (2-28) bekend staan as die modale massa van die modus  $j$ . Die toepassing van hierdie metode op al die modusse impliseer dat die modale massas van al die modusse identies 1 is. Ander normaliseringsmetodes het weer tot gevolg dat die regterkant van vergelyking (2-28) in die algemeen ongelyk aan 1 is, wat dan ongelyke modale massas tot gevolg het.

'n Ander eienskap van die eievektore is hul ortogonaliteit [6], d.w.s.

$$[\bar{a}]_j [M] \{\bar{a}\}_i = 0 \quad (2-29)$$

en

$$(i \neq j)$$

$$[\bar{a}]_j [K] \{\bar{a}\}_i = 0 \quad (2-30)$$

## 2.2 Lugdinamika

Die berekening van die lugdinamiese invloedskoëffisiënte van 'n bepaalde konfigurasie speel 'n belangrike rol tydens die fladderberekeningsprosedure. Dit behels in die breë die bepaling van die koëffisiënte wat die drukverspreiding oor die lugdinamiese profiel onder die voorgeskrewe omstandighede beskrywe. Een van die populêre paneelmetodes wat vir hierdie doel gebruik word, is die doeblet-roostermetode wat veral geskik is vir toepassing in die ongestadigde lugdinamikagebied. Hierdie metode word veral in die subsoniese vluggebied met groot sukses gebruik, maar aangesien dié metode heelwat berekenings verg, word daar soms van ander, minder omslagtige en derhalwe gewoonlik minder akkurate metodes gebruik gemaak om 'n benaderde resultaat te lewer. Een van laasgenoemde metodes is die strook-lugdinamikametode (E. Strip Aerodynamics) waarvoor die volgende aannames en vereenvoudigings gemaak word (Scanlan [5]) :

- (i) Potensiaalvloeier vir 'n onsamendrukbare vloeier word aanvaar,
- (ii) Oneindige groot slankheidsverhouding van die hefvlak (vlerk) word aanvaar, wat beteken dat die kragte op elke spangewyse element bereken word met die aanname dat die lugvloeier onafhanklik van die vloeierbeweging op alle ander punte op die hefvlak is. Dit kom daarop neer dat spangewyse vloeier nie toegelaat word nie.

Vervolgens word die lugdinamiese kragte en momente vir 'n twee-vryheidsgraadstelsel, translasië en rotasië van die hefvlak sowel as beheervlakrotasië beskryf, soos gedefinieer in die genoemde strook-teorie. Vergelykings (2-31) en (2-32) beskryf die lugdinamiese kragte en momente per eenheidspanlengte, waar die bydrae van 'n beheervlak nie in ag geneem is nie. Dit is in die geval van hierdie tesis nie ter sprake nie, aangesien die model vir die eerste fase van die projek geen beheervlak gehad het nie.

$$L' = \pi \rho b^3 \omega^2 \left[ L_h \frac{h}{b} + [L_\alpha - (\frac{1}{2} + a) L_h] \alpha \right] \quad (2-31)$$

met

$L'$  die lugdinamiese hefkrag per eenheidspanlengte

$\rho$  die lugdigtheid

$b$  die halfkoordlengte

$\omega$  die vibrasiefrekwensie

$h$  die transversale translasië van die elastiese as

$\alpha$  die rotasië van die hefvlak om sy elastiese as

$L_h$  die komplekse hefkrag as gevolg van die transversale translasië van die hefvlak (Saamgestel uit Theodorsen-funksies [7])

$L_\alpha$  die komplekse hefkrag as gevolg van torsië van die hefvlak

$a$  die posisie van die elastiese as

waar die oorsprong van  $a$  op die middelkoordposisie is soos in figuur (2.4) getoon word.

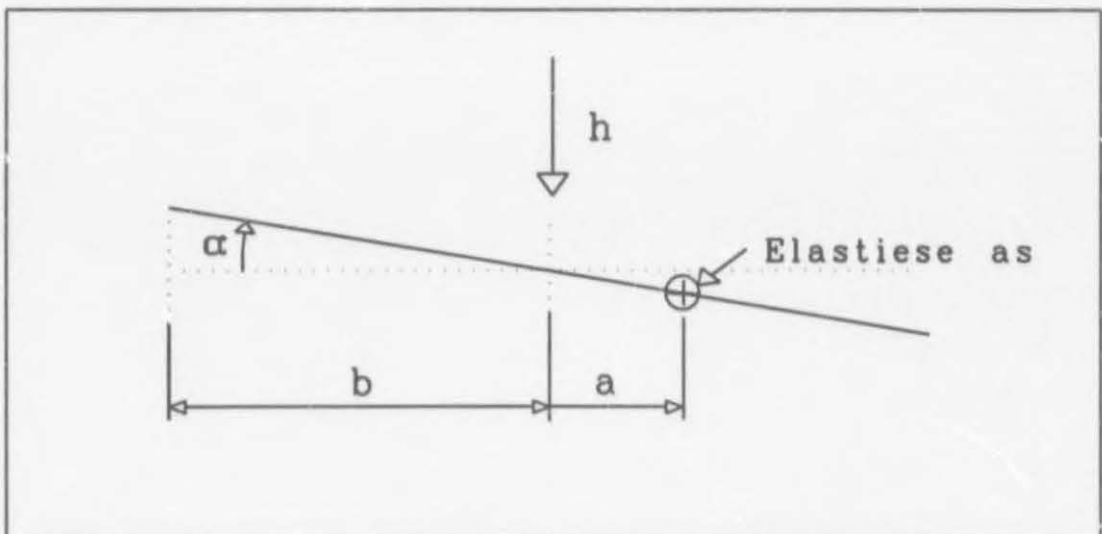


Fig.(2.4) Skematiese uiteensetting van die hefvlakgeometrie

$$M' = \pi \rho b^4 \omega^2 \left[ [M_h - (\frac{1}{2} + a)L_h] \frac{h}{b} + [M_\alpha - (\frac{1}{2} + a)(L_\alpha + M_h) + (\frac{1}{2} + a)^2 L_h] \alpha \right] \quad (2-32)$$

met

$M'$  die lugdinamiese moment om die elastiese as per eenheidspanlengte

$M_h$  die moment a.g.v. translasië van die elastiese as

$M_\alpha$  die moment a.g.v. torsie van die vlerk

Indien die eerste drie natuurlike modusse van die stelsel gebruik word, kan die verplasing van die twee vryheidsgrade by stasie  $y$  vir algemene vibrasiebeweging uitgedruk word as 'n superposisie van die onderskeie modusse bydraes, nl.,

$$\begin{aligned} h(y,t) &= h_1 \xi_1 + h_2 \xi_2 + h_3 \xi_3 \\ \alpha(y,t) &= \alpha_1 \xi_1 + \alpha_2 \xi_2 + \alpha_3 \xi_3 \end{aligned} \quad (2-33)$$

waar

$$\begin{aligned} h_i &= h_i(y) \\ \alpha_i &= \alpha_i(y) \end{aligned}$$

en

$$\xi_i = \xi_i(t)$$

Vergelyking (2-34) toon 'n stel vereenvoudigings wat gemaak word vir verdere manipulerings van bostaande vergelykings.

$$\begin{aligned} LH0 &= L_h \\ LAH &= L_\alpha - (\frac{1}{2} + a)L_h \\ MHL &= M_h - (\frac{1}{2} + a)L_h \\ MAL &= M_\alpha - (\frac{1}{2} + a)(L_h + M_h) + (\frac{1}{2} + a)^2 L_h \end{aligned} \quad (2-34)$$

Wanneer (2-34) ingestel word in (2-31) en (2-32) met uitbreidings (2-33) volg dit dat

$$L' = \pi \rho b^3 \omega^2 \left[ \frac{1}{b} (h_1 \xi_1 + h_2 \xi_2 + h_3 \xi_3) LH0 + (\alpha_1 \xi_1 + \alpha_2 \xi_2 + \alpha_3 \xi_3) LAH \right] \quad (2-35)$$

$$M' = \pi \rho b^4 \omega^2 \left[ \frac{1}{b} (h_1 \xi_1 + h_2 \xi_2 + h_3 \xi_3) MHL + (\alpha_1 \xi_1 + \alpha_2 \xi_2 + \alpha_3 \xi_3) MAL \right] \quad (2-36)$$



Hier volg die beskrywing van die veralgemeende kragterme waarvan daar in § 2.3 melding gemaak sal word.

$$Q_i = \frac{\delta W_i}{\delta \xi_i} = \int_0^{\ell} (L' h_i + M' \alpha_i) dy \quad (2-37)$$

met

$Q_i$  die veralgemeende kragte

$\delta W_i$  die virtuele werk gedoen deur die lugdinamiese kragte en momente tydens verplasing  $\delta \xi_i$ , terwyl alle ander vryheidsgrade konstant gehou word.

Met  $i = 1, 2, 3$  volg uit die substitusie van vergelykings (2-35) en (2-36) in (2-37) na groepering van terme dat

$$\begin{aligned} Q_1 &= \omega^2 (C_{11} \xi_1 + C_{12} \xi_2 + C_{13} \xi_3) \\ Q_2 &= \omega^2 (C_{21} \xi_1 + C_{22} \xi_2 + C_{23} \xi_3) \\ Q_3 &= \omega^2 (C_{31} \xi_1 + C_{32} \xi_2 + C_{33} \xi_3) \end{aligned} \quad (2-38)$$

met

$$C_{11} = \pi \rho \int_0^{\ell} \left[ (b^2 h_1^2) \text{ LH0} + (b^3 h_1 \alpha_1) \text{ LAH} + (b^3 h_1 \alpha_1) \text{ MHL} + (b^4 \alpha_1^2) \text{ MAL} \right] dy \quad (2-39)$$

$$C_{12} = \pi \rho \int_0^{\ell} \left[ (b^2 h_1 h_2) \text{ LH0} + (b^3 h_1 \alpha_2) \text{ LAH} + (b^3 h_2 \alpha_1) \text{ MHL} + (b^4 \alpha_1 \alpha_2) \text{ MAL} \right] dy \quad (2-40)$$

en in die algemeen

$$C_{ij} = \pi \rho \int_0^{\ell} \left[ (b^2 h_i h_j) \text{ LH0} + (b^3 h_i \alpha_j) \text{ LAH} + (b^3 h_j \alpha_i) \text{ MHL} + (b^4 \alpha_i \alpha_j) \text{ MAL} \right] dy \quad (2-41)$$

$C_{ij}$  staan bekend as die veralgemeende kragkoeffisiënte.

In die geval waar die elastiese as nie loodreg m.b.t. die lugvloerigting is nie, d.w.s. teruggepeil is teen 'n hoek  $\Lambda$  met  $\Lambda$  gemeet in die rigting soos in figuur (2.5) aangetoon, kom die volgende terme ter sprake [5],

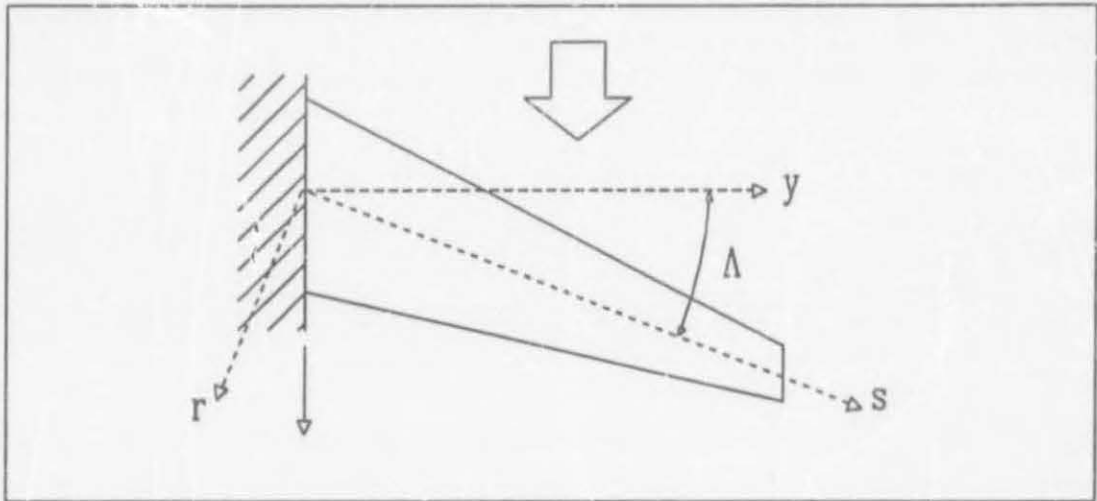


Fig.(2.5) Skematiese voorstelling van 'n vlerk met peilhoek

$$LHH = LH0$$

$$LHH' = \left[ -i \left[ \frac{V_n}{b\omega} \right] \tan \Lambda \right] LHH$$

$$LH0' = \left[ -i \left[ \frac{V_n}{b\omega} \right] \tan \Lambda \right] \left[ -\frac{1}{2} + \left( \frac{1}{2} - a \right) LH0 \right]$$

$$MAL' = \left[ -i \left[ \frac{V_n}{b\omega} \right] \tan \Lambda \right] MHL$$

$$MAA' = \left[ -i \left[ \frac{V_n}{b\omega} \right] \tan \Lambda \right] \left[ \frac{3}{8} + \frac{i}{2} \left[ \frac{V_n}{b\omega} \right] - \left( \frac{1}{4} - a^2 \right) LAH \right] \quad (2-42)$$

Met die volgende definisies :

$$h'_i = \frac{d}{ds}(h_i) \quad (2-43)$$

$$\alpha'_i = \frac{d}{ds}(\alpha_i) \quad (2-44)$$

en

$V_n$  die vrystroomsnelheid en

$s$  die koördinaat langs die elastiese as,

kan vergelyking (2-41) nou herskryf word as

$$C_{ij} = \pi \rho \int_0^{\ell} \left[ \begin{aligned} &(b^2 h_i h_j) LH0 + (b^3 h_i h'_j) LHH' + (b^3 h_i \alpha_j) LAH \\ &+ (b^4 h_i \alpha'_j) LH0' + (b^4 h'_j \alpha_i) MAL' + (b^3 h_j \alpha_i) MHL \\ &+ (b^4 \alpha_i \alpha_j) MAL + (b^5 \alpha_i \alpha'_j) MAA' \end{aligned} \right] dy \quad (2-45)$$

Uit bostaande uitdrukking kan gesien word dat indien  $\Lambda = 0$ , is vergelyking (2-45) dieselfde as (2-41).

## 2.3 Die Fladdervergelyking

### 2.3.1 Bewegingsvergelykings

Die Lagrange-vergelyking word toegepas om die volledige fladderbewegings-vergelykings af te lei, nl.

$$\frac{d}{dt} \left[ \frac{\partial T}{\partial \dot{x}_r} \right] - \frac{\partial T}{\partial x_r} + \frac{\partial U}{\partial x_r} = P_r \quad (r = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (2-46)$$

met  $T$  die kinetiese energie

$U$  die potensiele energie

$x_r$  en  $\dot{x}_r$  die stelselkoördinate en hul tydsafgeleides

$P_r$  die aandrywingsfunksie

Vervolgens word 'n arbitrêre vlerkstruktuursamestelling – soos skematies voorgestel in figuur (2.6) – bespreek. Die vlerk kan beskou word as 'n eenvoudige balkstruktuur wat die aanname van 'n snitseksie wat nie vervorm nie, impliseer. Die verplasing van enige punt op die elastiese as kan beskryf word deur die veranderlike  $w_{ea}(y, t)$ . Dit is die transversale verplasing van die elastiese as op tydstep  $t$ .  $\theta_{ea}(y, t)$  is die rotasie van die seksie  $y$  om die elastiese as op tydstep  $t$ , en kan ook die torsionele verplasing genoem word. As daar vervolgens aanvaar word dat  $w_{ea}(y, t)$  en  $\theta_{ea}(y, t)$

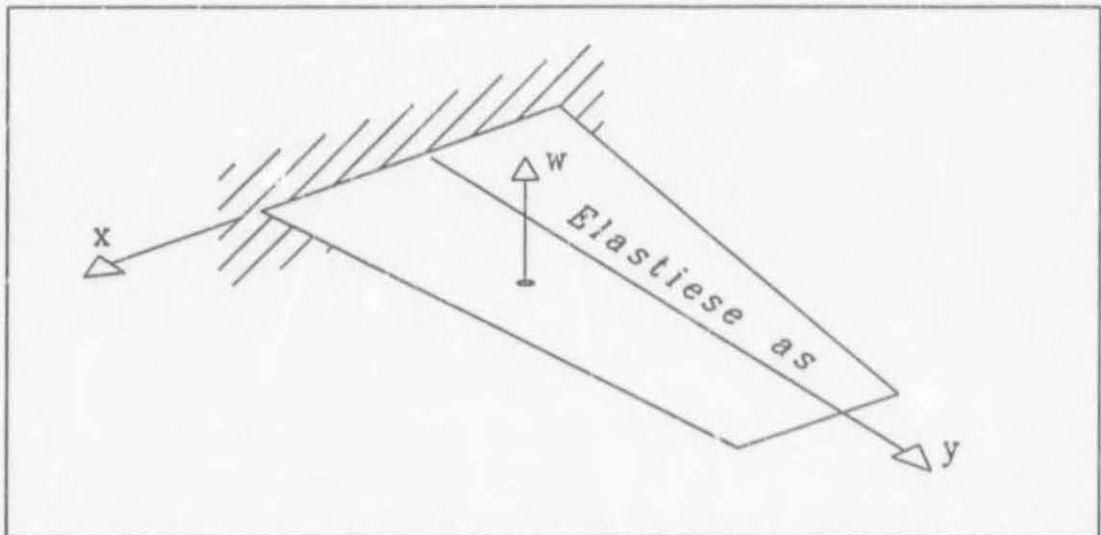


Fig (2.6) Skematiese voorstelling van 'n tipiese vlerk

saamgestel is uit modusse van die struktuur wat die randwaardes bevredig, kan hierdie veranderlikes herskryf word as

$$\begin{aligned}w_{ea}(y,t) &= \sum_r h_r(y) \xi_r(t) \\ \theta_{ea}(y,t) &= \sum_r \alpha_r(y) \xi_r(t)\end{aligned}\quad (2-47)$$

Nou kan die transversale verplasing van enige partikel in posisie  $(x,y)$  op tydstip  $t$  beskryf word as

$$\begin{aligned}w(x,y,t) &= w_{ea}(y,t) - x \theta_{ea}(y,t) \\ &= \sum_r \left[ h_r(y) - x \alpha_r(y) \right] \xi_r(t)\end{aligned}\quad (2-48)$$

Die kinetiese energie van die stelsel kan geskryf word as

$$T = \frac{1}{2} \int_0^\ell \int_{l_e}^{l_e} \rho \dot{w}^2(x,y,t) dx dy \quad (2-49)$$

waar,

$$\begin{aligned}\dot{w} &= \frac{\partial w}{\partial t} \\ &= \sum_r \left[ h_r(y) - x \alpha_r(y) \right] \dot{\xi}_r(t)\end{aligned}\quad (2-50)$$

Met (2-47) ingestel volg

$$\begin{aligned}T &= \frac{1}{2} \int_0^\ell \int_{l_e}^{l_e} \rho \left[ \sum_r (h_r(y) - x \alpha_r(y)) \dot{\xi}_r(t) \right] \left[ \sum_s (h_s(y) - x \alpha_s(y)) \dot{\xi}_s(t) \right] dx dy \\ &= \frac{1}{2} \sum_r \sum_s \left\{ \int_0^\ell \int_{l_e}^{l_e} \rho \left[ (h_r h_s - x (h_r \alpha_s + h_s \alpha_r) + x^2 \alpha_r \alpha_s) \right] dx dy \right\} \dot{\xi}_r \dot{\xi}_s\end{aligned}\quad (2-51)$$

Die volgende terme word gedefinieer :

$$m(y) = \int_{l_e}^{l_e} \rho(x,y) dx \quad (2-52a)$$

$$S_\alpha(y) = \int_{l_e}^{l_e} x \rho(x,y) dx \quad (2-52b)$$

$$I_{\alpha}(y) = \int_{le}^{te} x^2 \rho(x,y) dx \quad (2-52c)$$

waar  $m(y)$ ,  $S_{\alpha}(y)$  en  $I_{\alpha}(y)$  onderskeidelik die massa, statiese moment en massatraagheidsmoment om die elastiese as per eenheidspanlengte onderskeidelik is. Vergelyking (2-51) word dus nou

$$T = \frac{1}{2} \sum_{r,s} \left\{ \int_0^{\ell} \left[ m(y) h_r h_s - S_{\alpha}(y) (h_r \alpha_s + h_s \alpha_r) + I_{\alpha}(y) \alpha_r \alpha_s \right] dy \right\} \xi_r \xi_s \quad (2-53)$$

Die terme in  $\{ \}$  is die integrasie van bekende funksies in  $y$  gekombineer met modusvorms. Hierdie uitdrukking kan dus bepaal word sodra die modusvorms bekend is. Vergelyking (2-53) kan dus soos volg geskryf word

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \sum_{r,s} M_{grs} \xi_r \xi_s \\ &= \frac{1}{2} [\xi] [M] \{\xi\} \end{aligned} \quad (2-54)$$

Op soortgelyke wyse kan die styfheid afgelei word. Aangesien daar in hierdie tesis wel van natuurlike vryvibrasiemodusse gebruik gemaak word, kan daar na  $[M]$  as die veralgemeende massa verwys word. Die vervormingsenergie  $U$  kan soos volg geskryf word :

$$U = \frac{1}{2} \int_0^{\ell} EI(y) \left[ \frac{d^2 w}{dy^2} \right]_{ea}^2 dy + \frac{1}{2} \int_0^{\ell} GJ(y) \left[ \frac{d\theta}{dy} \right]_{ea}^2 dy \quad (2-55)$$

$$= \frac{1}{2} \int_0^{\ell} EI \left[ \sum_r h_r'' \xi_r \right] \left[ \sum_s h_s'' \xi_s \right] dy + \frac{1}{2} \int_0^{\ell} GJ \left[ \sum_r \alpha_r' \xi_r \right] \left[ \sum_s \alpha_s' \xi_s \right] dy$$

$$= \frac{1}{2} \sum_{r,s} \int_0^{\ell} (EI h_r'' h_s'' + GJ \alpha_r' \alpha_s') dy \xi_r \xi_s$$

$$= \frac{1}{2} \sum_{r,s} K_{grs} \xi_r \xi_s$$

$$= \frac{1}{2} [\xi] [K] \{\xi\} \quad (2-56)$$



met die styfheidsmatrikselemente

$$K_{rs} = \int_0^{\ell} (EI h_r'' h_s'' + GJ \alpha_r' \alpha_s') dy \quad (2-57)$$

Op soortgelyke wyse kan die veralgemeende krag beskryf word, indien die hefkrag op die elastiese as  $L_{ea}$  en die moment om die elastiese as  $M_{ea}$  gedefinieer word. Die werk gedoen  $W$  is

$$\begin{aligned} W &= \int_0^{\ell} (L_{ea} w_{ea} + M_{ea} \theta_{ea}) dy \\ &= \int_0^{\ell} \left[ L_{ea} \left[ \sum_r h_r \xi_r \right] + M_{ea} \left[ \sum_r \alpha_r \xi_r \right] \right] dy \\ &= \sum_r \left\{ \int_0^{\ell} (L_{ea} h_r + M_{ea} \alpha_r) dy \right\} \xi_r \\ &= \sum_r Q_r \xi_r \\ &= [\xi] \{Q\} \end{aligned} \quad (2-58)$$

met die veralgemeende krag

$$Q_r = \int_0^{\ell} (L_{ea} h_r + M_{ea} \alpha_r) dy \quad (2-59)$$

Die ooreenkoms tussen vergelykings (2-59) en (2-37) is voor-die-hand-liggend. Samevattend kan die Lagrange-vergelyking (2-46) toegepas word op vergelykings (2-54), (2-56) en (2-58), waaruit volg

$$[M]\{\ddot{\xi}\} + [K]\{\xi\} - \{Q\} = \{0\} \quad (2-60)$$

Vergelyking (2-60) is 'n vorm van die fladdervergelyking waaruit die strukturele damping weggelaat is. Laasgenoemde word eers by die bespreking van die oplossings vir die fladdervergelyking geïnkorporeer. Uit § 2.2 volg dat  $\{Q\}$  in vergelyking (2-60) met die uitbreidings van (2-38) soos volg geskryf kan word (In die aero-elastisiteitsomgewing is dit meer algemeen om van die simbool  $q$  in plaas van  $\xi$

gebruik te maak en dit word in die res van die tesis so gedoen.) :

$$[M]\{\ddot{q}\} + [K]\{q\} - \omega^2[C_{ij}]\{q\} = \{0\} \quad (2-61)$$

waar die elemente van  $[C_{ij}]$  deur (2-45) gegee word. Indien die nie-dimensionele operator  $p = \frac{b}{V} \frac{d}{dt}$  gedefinieer word, kan (2-61) herskryf word as

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] p^2 + [K] - \omega^2 [C_{ij}] \right] \{q\} = \{0\} \quad (2-62)$$

In vergelyking (2-62) word die veralgemeende kragte m.b.v. die strook-lugdinamiese metode bereken. Dit is ook gebruiklik om ander lugdinamiese berekeningsmetodes te benut soos bv. paneelmetodes waarna daar in hoofstuk 1 verwys is. Vergelyking (2-62) word in hierdie geval soos volg geskryf [8] :

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] p^2 + [K] - \frac{1}{2} \rho V^2 [A(p)] \right] \{q\} = \{0\} \quad (2-63)$$

met

$$\{Q\} = \frac{1}{2} \rho V^2 [A(p)] \{q\} \quad (2-64)$$

waar geen aanname van harmoniese beweging in die lugdinamiese berekeninge gemaak word nie. Vergelyking (2-63) is dus 'n meer algemene uitdrukking as (2-62). Hoewel daar tydens die ontwerpfasie van die model gebruik gemaak is van strook-lugdinamika, word daar in die res van hierdie hoofstuk na (2-63) verwys as die algemene vorm van die fladdervergelyking.

### 2.3.2 Selfopgewekte Stelsels en Dinamiese Onstabieleite

Voordat die oplossings van die fladdervergelyking behandel word, is dit nuttig om hierdie onderwerp te bespreek, aangesien dit gepaard gaan met die verduideliking van begrippe wat in verdere besprekings voorkom.

'n Selfopgewekte ossillasie kan voorkom wanneer die kragte wat op die stelsel inwerk, funksies van die stelselkooordinate van die stelsel en hul tydsafgeleides (snelhede en versnellings) is. Hierdie kragte is van so 'n aard dat dit energie in die stelsel terugvoer. In 'n lineêre stelsel is dit spesifiek die snelheidsproporsionele terme soos bv. damping wat aanleiding kan gee tot ossillerende amplitudes van divergerende

grootte. Hierdie terme kan ook geïnterpreteer word as negatiewe demping. Die aard van die aandrywingsfunksie dra grootliks daartoe by dat selfopgewekte stelsels moeilik hanteerbaar is. Dit is oor die algemeen wiskundig moeilik beskryfbaar, aangesien dit afhanklik is van die interaksie van 'n aantal kwantiteite of stelselkoördinate wat op hulle beurt weer onderworpe is aan 'n verskeidenheid fisiese wette. Meesal geld die teenwoordigheid van 'n konstante energiebron as 'n verdere eienskap van bogenoemde stelsels. In die geval van fladder verskaf die lugvloei om die lugdinamiese struktuur bogenoemde energie. Hierdie energie word deurlopend van die bron onttrek, sodat energie gedurig in die stelsel invloei. Dit is juis die manier waarop hierdie energie-onttrekking plaasvind wat die kompleksiteit van die selfopgewekte krag of aandrywingsfunksie bevestig. Die begrip "dinamiese onstabieleite" kan aan die hand van die volgende voorbeeld verduidelik word. In die geval waar daar 'n 2<sup>e</sup>-orde differensiaalvergelyking van die vorm

$$[B]\{\ddot{q}\} + [D]\{\dot{q}\} + [E]\{q\} = \{0\} \quad (2-65)$$

bestaan en 'n oplossing van die vorm

$$\{q\} = \{\bar{q}\}e^{\lambda t} \quad (2-66)$$

voorgestel word, volg ná substitusie van vergelyking (2-66) in (2-65)

$$\left[ [B]\lambda^2 + [D]\lambda + [E] \right] \{\bar{q}\} = \{0\} \quad (2-67)$$

Die eiwaardeprobleem in vergelyking (2-67) het vervolgens die komplekse eiwaardes  $\lambda_i$  waar

$$\lambda_i = \sigma_i + i\omega_i \quad (2-68)$$

Met vergelyking (2-68) teruggestel in (2-66) kan gesien word dat vir  $\sigma_i = 0$  (m.a.w.  $\lambda_i$  is streng imaginêr) is die ossillerende beweging 'n suiwer EHB met hoekfrekwensie  $\omega_i$ . Vir  $\sigma_i < 0$  sterf die ossillasies eksponensieel weg teenoor tyd, terwyl die ossillasies eksponensieel teenoor tyd sal toeneem wanneer  $\sigma_i > 0$ . Daar kan na laasgenoemde geval verwys word as 'n dinamiese onstabieleite. Die ooreenkoms tussen vergelyking (2-65) en die fladdervergelykings in die voorafgaande paragrawe behoort ooglopend te wees.

## 2.4 Oplosmetodes vir die Fladdervergelyking

### 2.4.1 Die Vg-metode

In hierdie benadering word die struktuurdemping in berekening gebring deur die styfheidsmatriks  $[K]$  met  $(1+ig)$  te vermenigvuldig, waar  $g$  'n strukturele dempingskoëffisiënt is en suiwer EHB aanvaar is. Vervolgens word daardie  $g$  vir elke modus by 'n sekere bedryfspunt bereken, wat sal veroorsaak dat suiwer EHB gehandhaaf word. Indien so 'n  $g$ -waarde hoër is as die werklike  $g$ -waarde van die struktuur, impliseer dit dat die struktuur nie oor genoeg demping beskik om fladder te voorkom nie, en is die bedryfspunt in die onstabiele gebied. In die geval van EHB is die veralgemeende verplasings van die vorm

$$q_r = \bar{q}_r e^{i\omega t} \quad (2-69)$$

waar  $\omega$  'n reële waarde het. Dit is duidelik dat 'n EHB-oplossing voorgestel word waarin die amplitude van  $q_r$  konstant bly. Die ooreenkomstige snelhede en versnellings is

$$\dot{q}_r = i\omega \bar{q}_r e^{i\omega t} \quad (2-70)$$

en

$$\ddot{q}_r = -\omega^2 \bar{q}_r e^{i\omega t} \quad (2-71)$$

onderskeidelik. Wanneer vergelykings (2-69) tot (2-71) in (2-63) gestel word, en  $e^{i\omega t}$  van die vergelyking geëlimineer word, volg

$$\left[ -\omega^2 [M] + (1+ig)[K] - \frac{1}{2} \rho V^2 [A] \right] \{q\} = 0 \quad (2-72)$$

waar  $g$  die strukturele demping is wat benodig sal word om EHB te verseker. 'n Manipulasie van (2-72) lei tot die uitdrukking

$$\left[ -[M] + \frac{(1+ig)}{\omega^2} [K] - \frac{1}{2} \rho \frac{b^2}{k^2} [A] \right] \{q\} = 0 \quad (2-73)$$

met die nie-dimensionele parameter  $k$  wat die gereduseerde frekwensie genoem word waarvoor  $A$  geldig is en

$$k = \frac{\omega b}{V} \quad (2-74)$$



m.b.v. die definisie

$$[A'] = -\frac{1}{2} \rho_s \frac{b^2}{k^2} [A] \quad (2-75)$$

waar

$\rho_s$  die lugdigtheid by seevlak is,

word (2-73) soos volg herskryf :

$$\left[ [M] - \sigma_s [A'] - \frac{(1+ig)}{\omega^2} [K] \right] \{q\} = 0 \quad (2-76)$$

$\sigma_s$  is die verhouding tussen lugdigthede by die hoogte waar die oplossing verleng word en seevlak. Hierdie standaardvorm van die fladdervergelyking (2-76) word vervolgens as 'n eiewaardeprobleem opgeios net

$$\lambda_j = \frac{(1+ig_j)}{\omega_j^2}, \quad (j = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (2-77)$$

In hierdie geval is  $n$  die aantal modusse wat in die fladderanalise gebruik word. Daar is dus net soveel eiewaardes as wat daar modusse is. Bostaande fladderprobleem word by verskillende  $k$ 's opgelos en by elke  $k$  kan die volgende parameters bereken word :

$$g = \frac{\text{Im}(\lambda)}{\text{Re}(\lambda)} \quad (2-78)$$

$$\omega^2 = \frac{1}{\text{Re}(\lambda)} \quad (2-79)$$

$$V = \frac{\omega b}{k} \quad (2-80)$$

Dit is duidelik dat grafieke wat onderskeidelik die verloop van frekwensie en demping teenoor snelheid aandui, vanaf hierdie parameters opgestel kan word. Dit is egter belangrik om op te let dat – soos uit figuur (2.7(a) en (b)) blyk – elke gereduseerde frekwensie  $k$  op die grafiek verskillende snelhede in die verskillende modusse verteenwoordig en dat die onderskeie modusfrekwensies by die fladderspoed  $V_f$  deur middel van interpolasie gevind kan word.



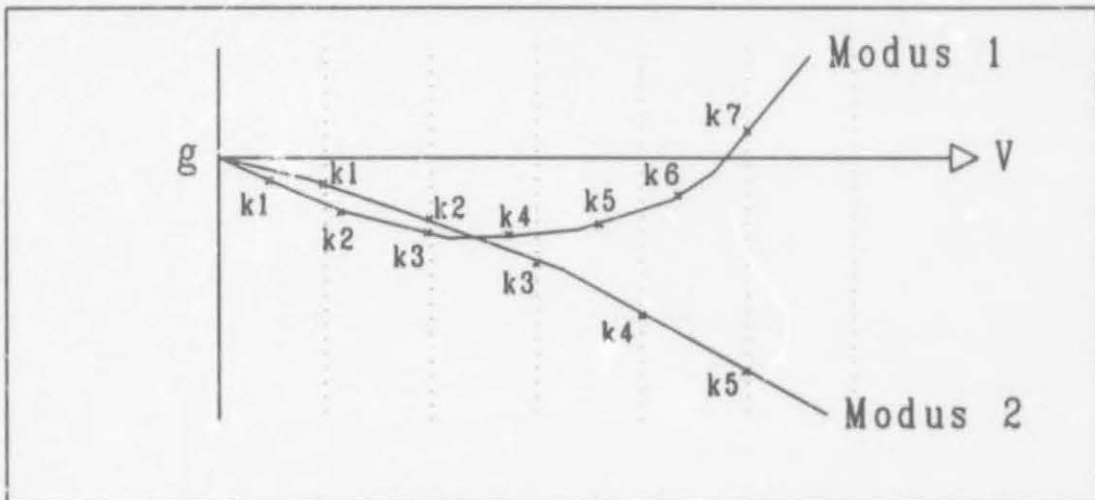


Fig. (2.7(a)) Skematiese voorstelling van tipiese  $Vg$ -resultate  
–  $g$ -komponent

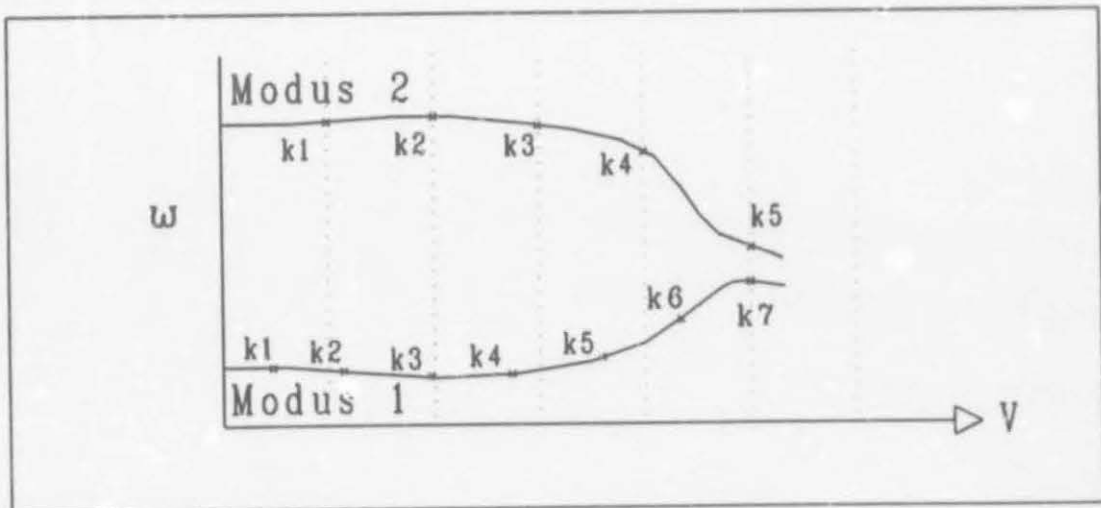


Fig. (2.7(b)) Skematiese voorstelling van tipiese  $Vg$ -resultate  
–  $\omega$ -komponent

### 2.4.2 Die p-metode

In die p-fladderformulering word die fladdervergelyking soos in vergelyking (2-63) geskryf

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] p^2 + [K] - \sigma \frac{1}{2} \rho_0 V^2 [A(p)] \right] \{q\} = 0 \quad (2-63)$$

en deur die toepassing van die teorie in § 2.3.2 vir dinamiese onstabieleite kan hierdie vergelyking vereenvoudig word tot

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] \lambda^2 + [K] - \sigma \frac{1}{2} \rho_0 V^2 [A(\lambda)] \right] \{\bar{q}\} = 0 \quad (2-81)$$

met

$\lambda$  'n nie-dimensionele parameter.

Vir 'n gegewe waarde van  $V$  kan die determinant van die koëffisiëntmatriks direk opgelos word vir  $\lambda$ . Die oplossing behels die komplekse wortels [8]

$$\lambda = \gamma k \pm ik \quad (2-82)$$

waar  $\gamma$  die wegsterftempo (E. Rate of Decay) van die amplitude van ossillasie is, nl.

$$\gamma = \frac{1}{2\pi} \ln \frac{a_{n+1}}{a_n} \quad (2-83)$$

met  $a_n$  en  $a_{n+1}$  die amplitudes van twee opeenvolgende ossillasies.

### 2.4.3 Die pk-metode

In vergelyking (2-81) word voorgestel dat 'n benaderde metode vir die wegsterftempo-tipe oplossing gevind moet word. Dit kan egter ook in sodanige vorm geskryf word dat die lugdinamiese matriks net vir harmoniese beweging geld en  $[A(ik)]$  vir 'n geskatte waarde van  $k$  bereken word, nl.

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] p^2 + [K] - \frac{1}{2} \rho_0 V^2 [A(ik)] \right] \{q\} = 0 \quad (2-84)$$

Vergelyking (2-84) is in die vorm waar Hassig [8] die substitusie wat in § 2.3.2 en

in vergelyking (2-81) gebruik is, direk vir  $p$  doen. Volledigheidshalwe word bogenoemde substitusie herhaal vir (2-84), nl.

$$\left[ \frac{V^2}{b^2} [M] \lambda^2 + [K] - \frac{1}{2} \rho_0 V^2 [A(ik)] \right] \{\bar{q}\} = 0 \quad (2-85)$$

Vergelyking (2-85) kan opgelos word vir  $\lambda = \gamma k_1 + ik_1$  waarna  $[A(ik_1)]$  bereken word, (2-85) weer opgelos word vir  $\lambda = \gamma k_2 + ik_2$ , ens. totdat  $k_1 = k$  van die lugdinamika. Hierdie oplosmetode staan as die pk-metode bekend (in hierdie geval is  $\lambda$  gebruik as substitusie vir  $p$ ) en die relevansie daarvan is daarin geleë dat lugdinamika, gebaseer op 'n sinusvormige beweging met konstante amplitude, 'n goeie benadering is wanneer die amplitude van ossillasie stadiggroeiend of -afnemend is. Hassig [8] maak verder ook melding van die determinant-iterasiemetode wat toegepas word om die oplossing van die koëffisiëntmatriks-determinant te bepaal. Die hele proses van determinant-iterasie word modus vir modus gedoen vir een snelheid en dan agtereenvolgens by die daaropvolgende, voorafbepaalde snelhede. Die waardes van  $[A(ik)]$  word by elke spoed deur middel van interpolasie bereken. Van die gekonvergeerde wortel  $\lambda_c = \delta_c + ik_c$  kan die frekwensie soos volg bereken word :

$$f = \frac{V}{2} \frac{k_c}{\pi_c} \quad (2-86)$$

terwyl die demping (wegsterftempo) vanuit vergelyking (2-83) bepaal word.

### 3 TEORETIESE ONTWERP

In hierdie hoofstuk word die teoretiese ontwerpsfase van die model behandel. Die modelgeometrie word uiteengesit, ontwerpsdoelwitte geformuleer en die ontwerpsveranderlikes geïdentifiseer. Verder word die teoretiese ontwerpsprosedure gedefinieer en die verskillende komponente daarvan afsonderlik behandel. Teoretiese modellering van die verskillende ontwerpaspekte word aangetoon, soos bv. die struktuurmodellering vir struktuurdinamiese analise.

#### 3.1 Modelbeskrywing

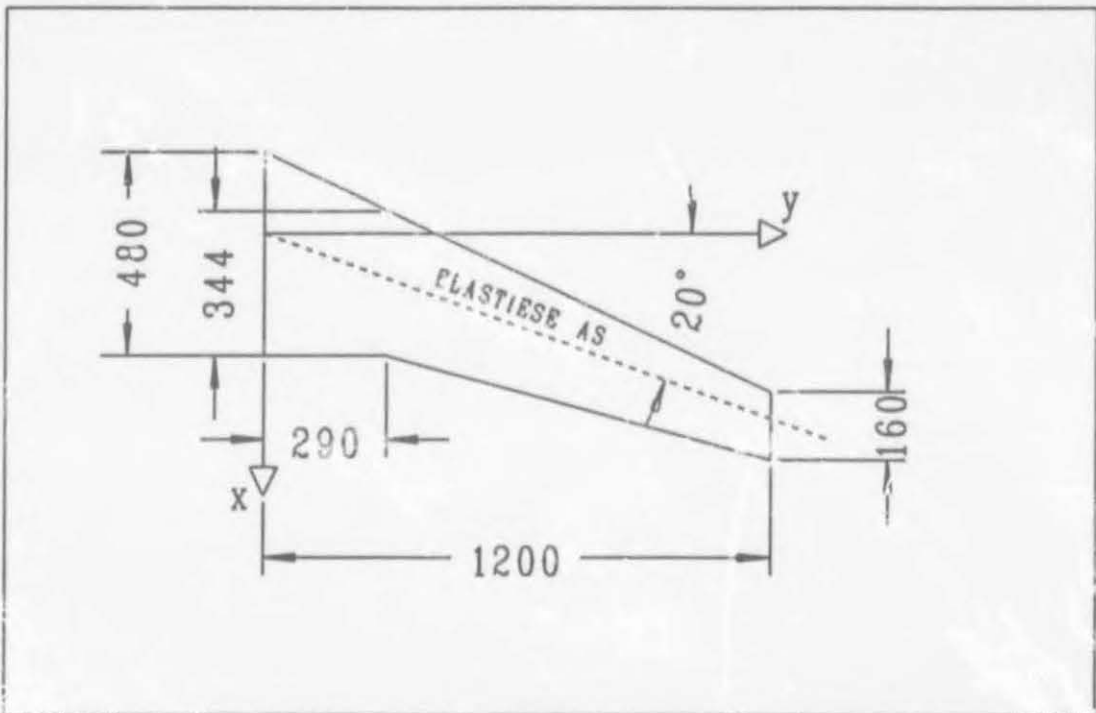


Fig.(3.1) Basiese modelgeometrie

Die basiese modelgeometrie word in figuur (3.1) getoon. Die model kan beskryf word as 'n transport-tipe vlerk en hoewel dit 'n generiese model is, is daar ooreenkomste met die Rombac 1-11 uit Jane's [9] soos in figuur (3.2) getoon word. Die term "generies" verwys na die feit dat die model nie geskaal is van 'n bestaande vliegtuigvlerk nie, maar dat die ontwerp sodanig gedoen is dat dit aan spesifieke ontwerpsdoelwitte sal voldoen soos deur die ontwerper vasgestel. Die afmetings en eienskappe van die model is dus d.m.v. 'n iteratiewe ontwerpsproses bepaal met

genoemde doelwitte as oogmerk. Die geometriese afmetings van die model is soos volg:

Halfspan	$s$	$= 1200 \text{ mm}$
Vlerkwortelkoord	$c_r$	$= 480 \text{ mm}$
Vlerkpuntkoord	$c_t$	$= 160 \text{ mm}$
Vlerkkoord by $y = 290 \text{ mm}$	$c_i$	$= 344 \text{ mm}$
Slankheidsverhouding	AR	$= 4.120$ , gebaseer op $s$
Vleuelprofiel		: NACA 64A010

Soos hierbo gesien kan word, is 'n simmetriese profiel gekies en die vleuelprofieldata is verkry vanuit Abbot [10]. Die elastiese as verbind die 40% koordposisies van die vlerkwortel en vlerkpunt en is  $20^\circ$  teruggepeil. Hoewel die elastiese as slegs by die wortel en punt van die modelvlerk op die 40% koordposisie is, word daarna verwys as die 40% koord. Die leirand van die modelvlerk vorm 'n reguit lyn, terwyl die volgrand uit twee reguit gedeeltes bestaan. Daar is besluit op hierdie hoë slankheidsverhouding om die buigbaarheid van so 'n struktuur ten volle te benut en sodoende die modusfrekwensies van die natuurlike modusse van belang in hierdie studie relatief laag te hou ( $1^e$  vyf transversale modusse).

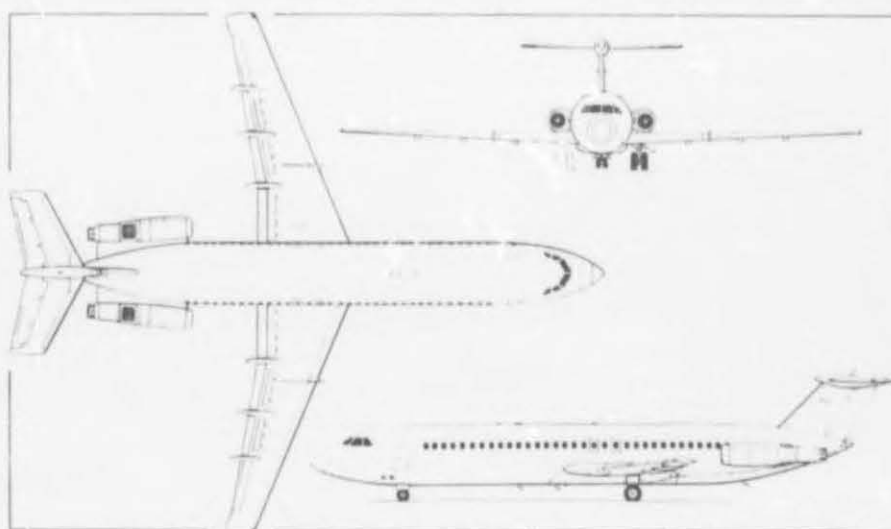


Fig.(3.2) Die ROMBAC 1-11 [9]



Hoewel die aandrywingsbronne van die Rombac 1-11 agter teen die romp by die stert gemonteer is, is daar in die model voorsiening gemaak vir piloon-monterings op 25.8% en 56.6% spangewyse posisies onderskeidelik. Die invloed van tipiese aanhangsels aan vliegtuigvlerke (soos enjins en brandstoftenks) kan dus m.b.v. soortgelyke modelle tesame met hierdie modelvlerk ondersoek word. Die aanvanklike massa van die model is gekies as 4 kg n.a.v. Torenbeeck [11] se aanduidings en Sutherland [12] wat voorstel dat die massa van sulke modelle tot 'n maksimum van 4.5 kg beperk word. Die beproefde spar/segment-konstruksie is in die ontwerpstoepassing gebruik. Die model bestaan dus uit 'n gemasjineerde metaalspar wat die torsionele en buig-styfheidseienskappe verskaf en hout- en glasveselsegmente wat die traagheidseienskappe aan die model verskaf. Die segmente word afsonderlik aan die spar geheg wat onafhanklike beweging daarvan moontlik maak. Elke segment word slegs by sy spangewyse middelpunt aan die spar geheg, sodat dit so min moontlik bydra tot die totale styfheid van die model. Dit sal in die gedeelte waar die meganiese ontwerp en vervaardiging van die model beskryf is, aangetoon word. 'n Voordeel van hierdie tipe konstruksiemetode i.t.v. die huidige model is dat die totale styfheids- en traagheidseienskappe van die model nie geïntegreerd is soos in die geval van 'n algemene volskaal vliegtuigvlerk nie. Daar is gepoog om die ontwerpsmetode eenvoudig te hou.

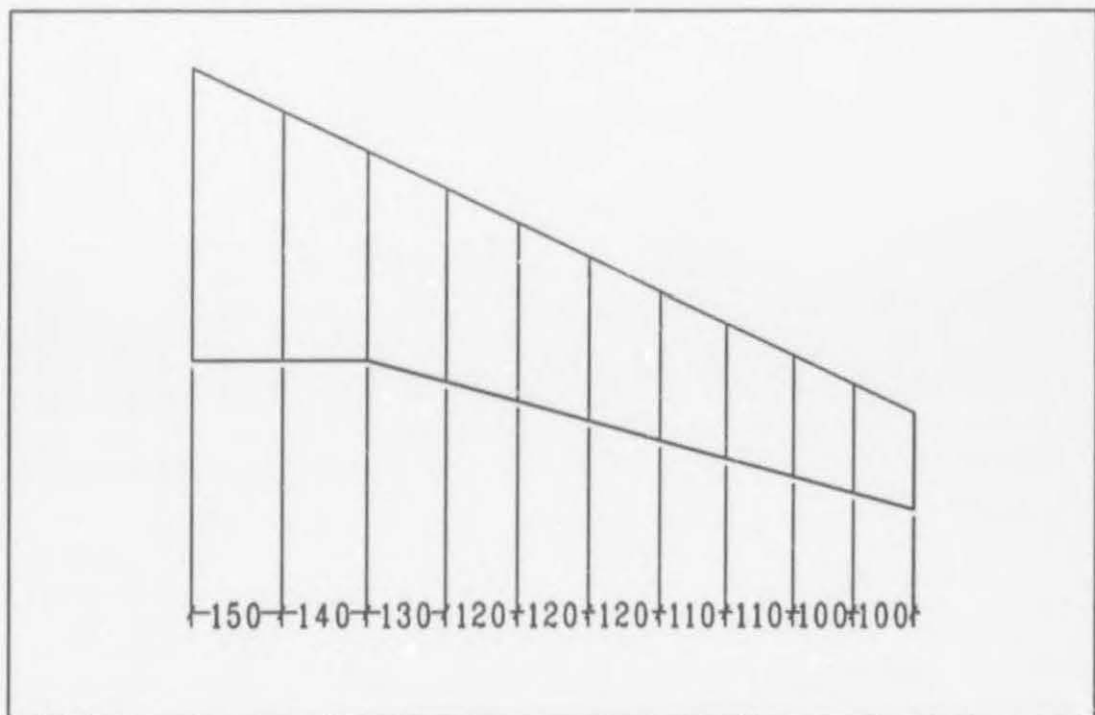


Fig.(3.3) Segmentuitleg van die model

### 3.2 Ontwerpsdoelwitte

Drie fladdereienskappe is gekies om die ontwerpsdoelwitte van die teoretiese ontwerp te formuleer, nl. :

- (i) Fladderspoed,  $V_f$ ,
- (ii) Fladderfrekwensie,  $F_f$ , en
- (iii) Fladderpuntbenadering (E. Flutter Onset).

Die beskrywing van bogenoemde ontwerpsdoelwitte volg hieronder en verteenwoordig die aanvanklike keuses. Hierdie doelwitte is aanvanklik gekies sonder die nodige insig in die haalbaarheid daarvan, en is later aangepas. Hierdie handeling mag die indruk wek van 'n verswakking van die mikpunte wat gestel is, maar dit moet eerder gesien word as 'n iteratiewe stap in die ontwerpsproses.

#### 3.2.1 Fladderspoed, $V_f$

Die aanvanklike mikpunt van  $V_f = 35 \text{ m/s}$  is vir die fladderspoed gekies. Indien die fladderspoed laag gehou word, word die energie wat tydens die werklike fladderproses uit die lugstroom onttrek word, beperk. Dit volg na aanleiding van Sutherland [12] se voorstelle.

#### 3.2.2 Fladderfrekwensie, $F_f$

Hierdie faktor is nie so kritiek as  $V_f$  nie en moet dus as 'n beskrywing gesien word, eerder as 'n beperking. Dit is egter so dat 'n lae  $F_f$  kan bydra tot minder destruktiewe fladdergedrag. 'n Hoë  $F_f$  verminder die periode van die ossillasies wanneer fladder voorkom en indien die fladderproses 'n vinnig-divergerende neiging toon, kan die model disintegreer voordat veiligheidsmaatreëls getref kan word. 'n Verdere oogmerk wat in gedagte gehou is, is die uiteindelijke doel waarvoor die model gebruik gaan word, nl. aktiewe fladderbeheer. 'n Hoë  $F_f$  sal noodwendig groter vereistes stel aan die beheerstelsel, die beheervlakaandrywer en die meganiese komponente ter sprake. Bergmann [13] beskryf die ontwerp en vervaardiging van 'n miniatuur-servo met verwysing na die prestasie daarvan. Met die beperkings van hierdie servo in gedagte en juis omdat die gebruik van 'n soortgelyke beheervlakaandrywing in die huidige model moontlik was, is  $F_f \leq 10 \text{ Hz}$  gekies. In

die praktyk, waar dit gewoonlik nie moontlik is om die fladderfrekwensie voor te skryf nie, sal beheerstelsels aangepas moet word om aan die behoeftes van elke unieke probleem afsonderlik te voldoen.

### 3.2.3 Fladderpuntbenadering (E. Flutter Onset)

Hierdie ontwerpdoelwit beskryf die aard van die dempingsverloop van die kritieke fladdermodus ( $MOD_{crit}$ ) teenoor vlugsnelheid en kan aan die hand van twee sketse verduidelik word. In figuur (3.4(a)) word die dempingsverloop van  $MOD_{crit}$  getoon met 'n hoë negatiewe waarde net vóór die bereiking van die fladderpunt. Die laaste gedeelte van die grafiek toon 'n groot positiewe helling wat beteken dat die vermoë van die stelsel om die beweging uit te damp, drasties verminder met toenemende snelheid. Uit die oogpunt van die aerodinamikus is dit 'n ideale eienskap, aangesien dit die fladderpunt met groter akkuraatheid beskrywe. Vir die persoon wat die windtonnel- of vlugtoetse moet behartig, het dit egter dieselfde negatiewe effek as 'n hoë  $F_f$ , nl. dat die model maklik beskadig kan word, omdat die skielike afwaartse neiging van die dempingskurwe van die  $MOD_{crit}$  die eksperimenteerder onverhoeds kan betrap. Indien die dempingsverloop van  $MOD_{crit}$  'n meer egalige vorm kan aanneem, soos in figuur (3.4(b)) aangedui word, kan die fladderpunt meer geleidelik benader word. Sodoende kan die moontlikheid van modelbeskadiging maksimaal beperk word. 'n Nadeel van bogenoemde ontwerpdoelwit is egter die feit dat die fladderpuntdefinisie vervaag, d.w.s. die spesifieke snelheid waarby die model sal fladder, kan nie so akkuraat voorspel word nie.

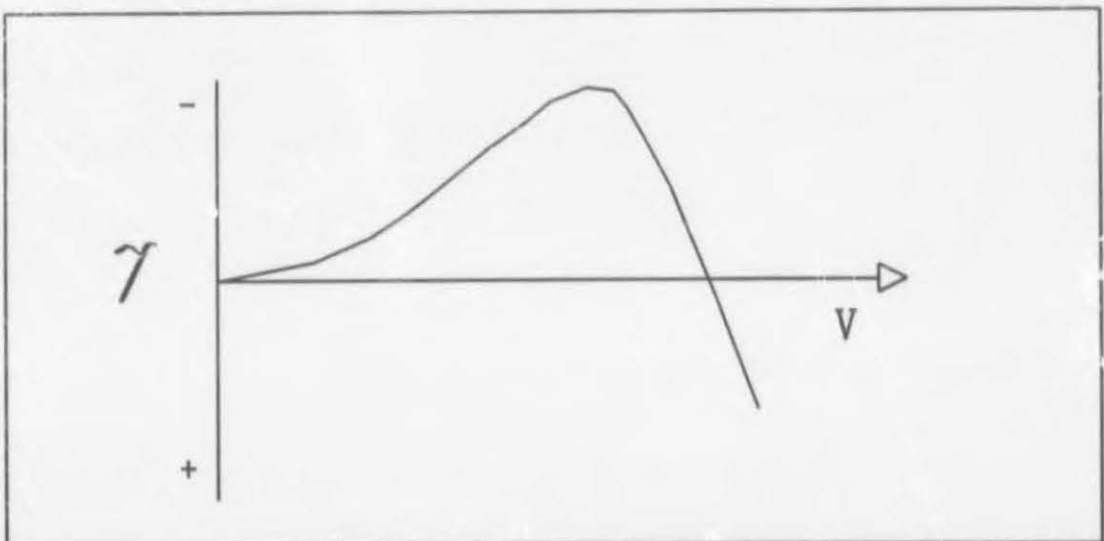


Fig. (3.4(a)) Skematiese voorstelling van drastiese fladderpuntbenadering



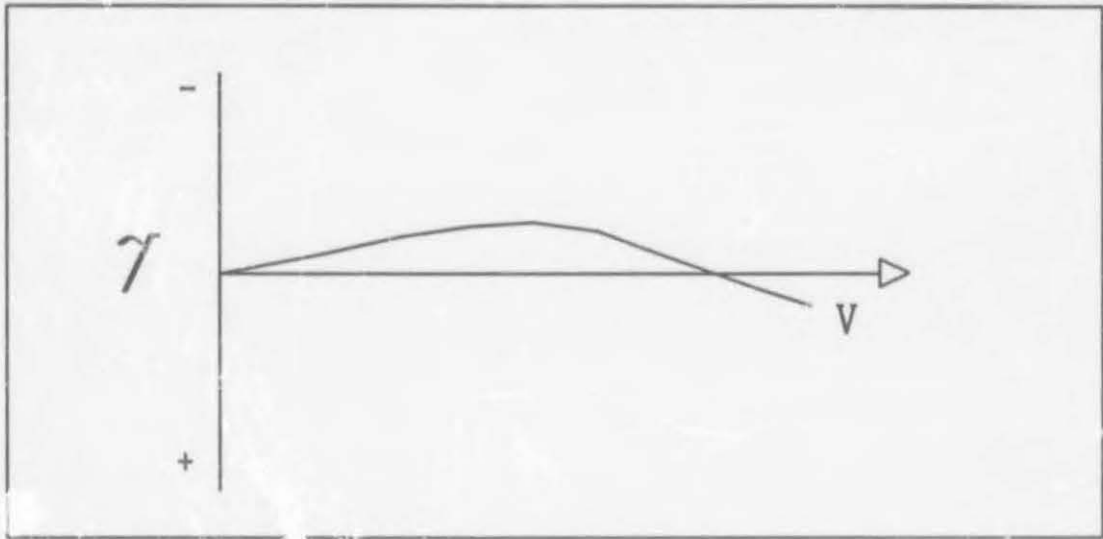


Fig.(3.4(b)) Schematiese voorstelling van egalige fladderpuntbenadering

### 3.3 Teoretiese Ontwerpsprosedure

'n Iteratiewe ontwerpsprosedure is gevolg ten einde die doelwitte te bevredig. Noukeurige dokumentasie is vereis om te help met die besluitnemings tydens die parametriesie studie. Figuur (3.5) is 'n vloeiagram van die ontwerpsprosedure.

Die teoretiese ontwerpsprosedure word hieronder punsgewys uiteengesit:

1. Aanvanklike ontwerpsoelwitte word gekies.
2. Die geometriese modeluitleg word bepaal.
3. Die ontwerpparameterwaardes word gekies.
4. 'n Struktuurdinamiese analise word gedoen.  
Die natuurlike modusse en frekwensies van die model word bepaal.
5. 'n Lugdinamiese analise word gedoen.  
Die modelgeometrie asook die resultate van stap 4 word gebruik om die veralgemeende kragte te bepaal in 'n spesifieke spoedgebied.
6. 'n Fladderanalise word uitgevoer.  
Die frekwensie- en dempingsverlope van die relevante modusse van die model word bereken as funksies van snelheid.
7. Die resultate word beoordeel en stappe 3 tot 7 herhaal indien nodig. Die oogmerk van hierdie prosedure is om spesifieke tendense as die resultaat van 'n kombinasie van ontwerpparameterwaardes te bepaal en daarna voort te

gaan met die evaluering van ander ontwerpparameterinvloede. (Die resultaat van die parametriese studie word in § 3.8 bespreek.

8. Indien geen bevredigende oplossing verkry is nie, kan die prosedure in geheel herhaal word van stappe 1 tot 7.

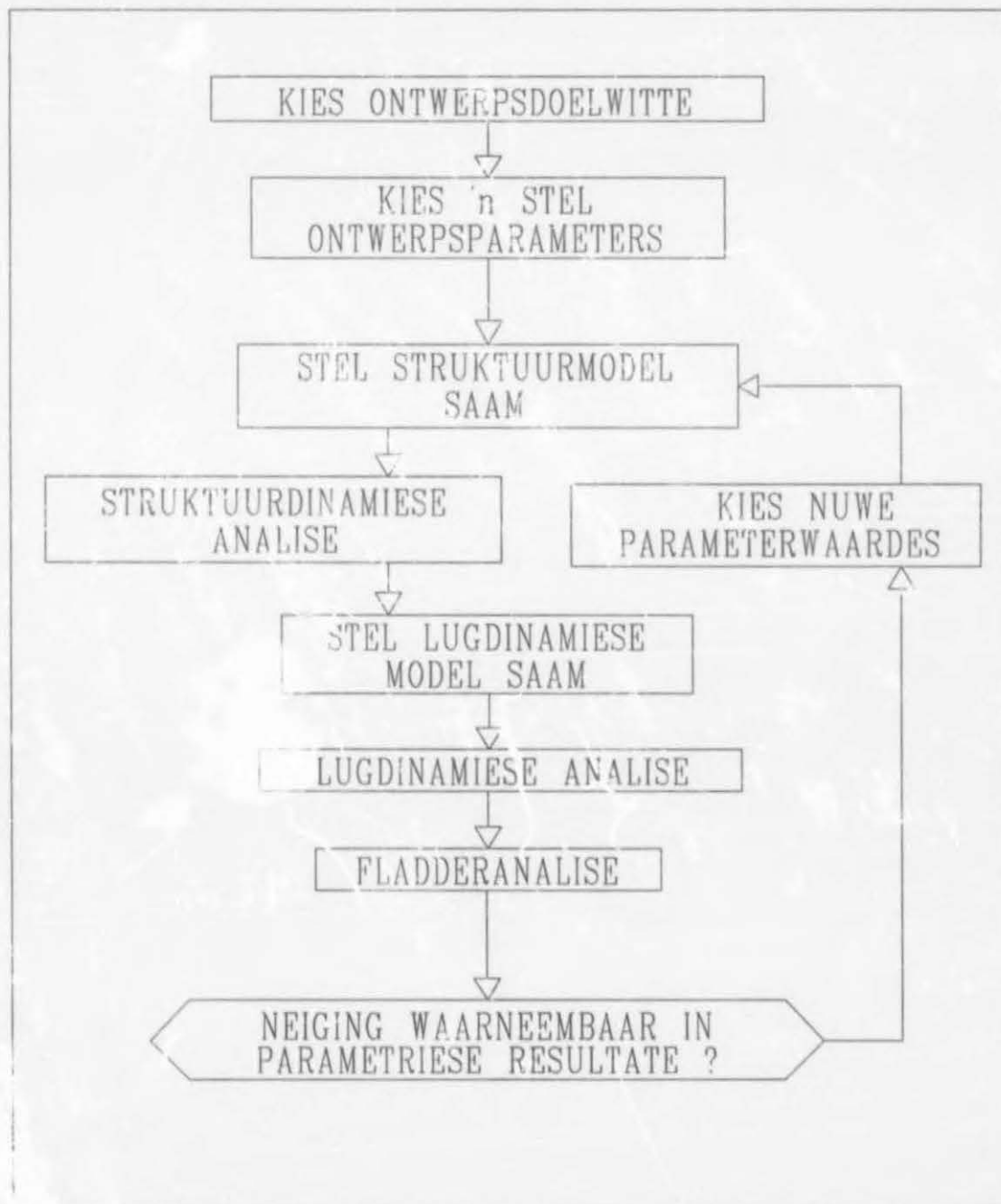


Fig.(3.5) Vloediagram van die teoretiese ontwerpprocedure



### 3.4 Ontwerpsparameters

Die generiese aard van die model het vereis dat die modelienskappe waarvan daar in § 3.3 melding gemaak is, nie voorgeskryf kon word nie, maar bepaal is deur die iteratiewe ontwerpsprosedure soos uiteengesit in § 3.3. Dit was dus nodig om aanvanklik sekere parameters te kies wat gebruik is om deur middel van 'n parametriese studie die uiteindelijke ontwerp daar te stel. Die volgende ontwerpsparameters is gebruik :

$EI_x(y)$	transversale buigstyfheid
$EI_z(y)$	laterale oftewel invlakbuigstyfheid
$GJ(y)$	torsionele styfheid
$m(y)$	massaverspreiding
$I_\alpha(y)$	polêre massatraagheidsmomentverspreiding en
$CG_x(y)$	koordgewyse swaartepuntposisie.

Die volgende konvensie word in hierdie hoofstuk gebruik :

$m(y)$	die massaverspreiding [kg/m]
$\bar{m}(y)$	die genormaliseerde massaverspreiding [dimensieloos]
$M_i$	'n puntmassa [kg]
$I_\alpha(y)$	die massatraagheidsmomentverspreiding [kg m <sup>2</sup> /m]
$I_\alpha$	'n puntmassatraagheidsmoment [kg m <sup>2</sup> ]

#### 3.4.1 Buigstyhede, $EI_x(y)$ en $EI_z(y)$

Die areamomentverwantskappe  $I_x$  en  $I_z$  toon 'n afnemende 4<sup>e</sup>-ordeverloop teenoor die spangewyse koördinaat,  $y$ . Dit vloei direk voort uit die feit dat die areamomente 4<sup>e</sup>-orde lengteterme bevat en die afmetings van die modelspar in hierdie geval ook lineêr afneem in die spangewyse rigting. Dit was daarom wys om die verspreiding van die diskrete  $EI$ -waardes langs die  $y$ -as ook so te kies dat hierdie genoemde verwantskap in 'n mate gevolg is. Die  $EI_x(y)$ -waardes is dus op hierdie manier gekies, terwyl die  $EI_z(y)$ -waardes soos volg bepaal is :

$$EI_z(y) = 20 EI_x(y) \quad (3-1)$$

Die faktor 20 in vergelyking (3-1) is gekies om te verseker dat die eerste laterale oftewel invlak-buigmodusfrekwensie relatief hoog sou wees. Figuur (3.6) toon 'n tipiese  $EI_x(y)$ -verloop.  $EI_x(y)$  word nie getoon nie, aangesien dit dieselfde vorm het as wat hierbo verduidelik is.

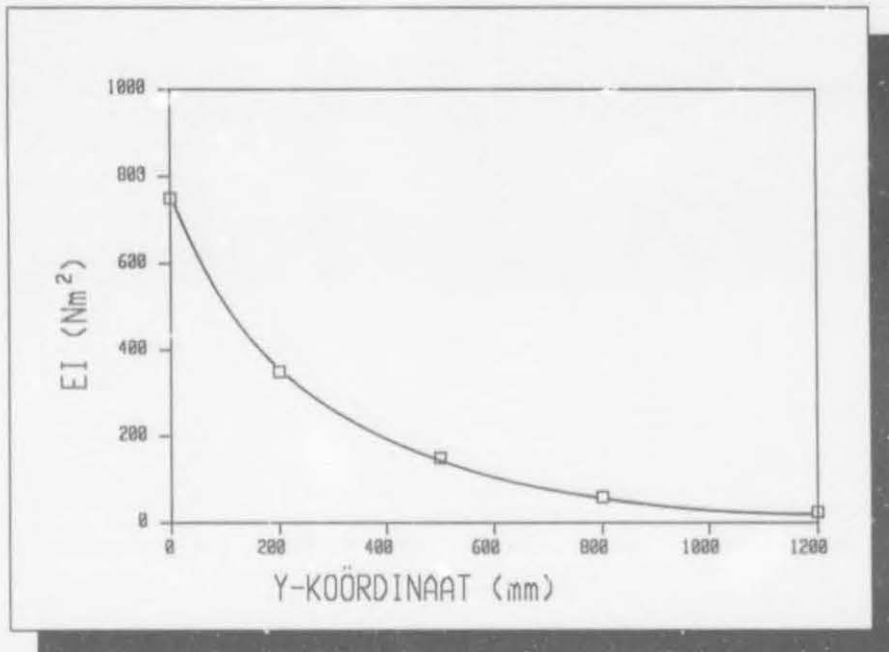


Fig.(3.6) Tipiese  $EI_x$ -verloop teenoor  $y$

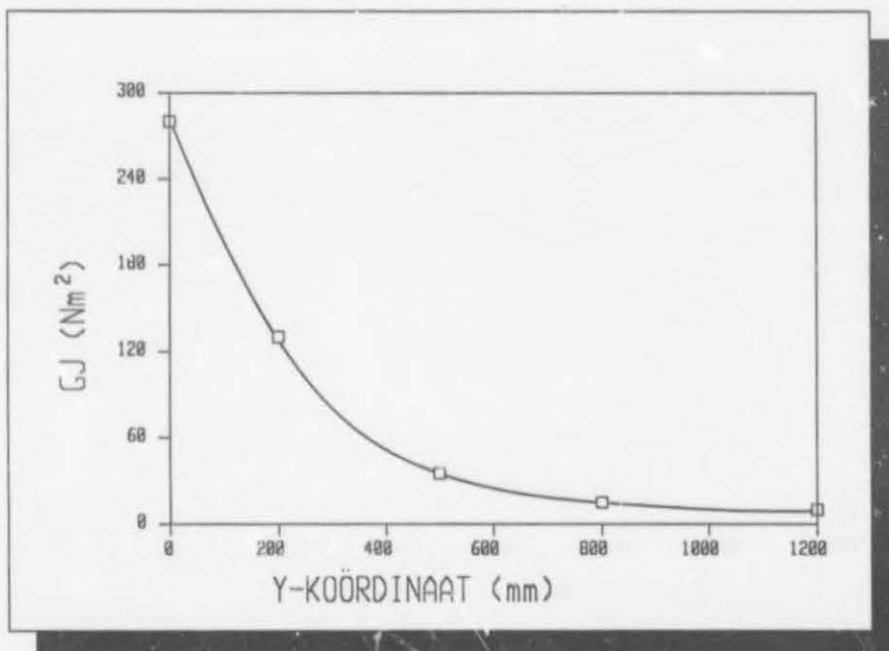


Fig.(3.7) Tipiese  $GJ$ -verloop teenoor  $y$

### 3.4.2 Torsionele Styfheid, $GJ(y)$

Dieselfde argument wat vir die buigstyfheid geld, geld ook vir die torsionele styfheid, nl. 'n 4<sup>e</sup>-ordeverwantskap teenoor  $y$ . Figuur (3.7) toon 'n tipiese  $GJ(y)$ -verloop. Beide buig- en torsionele styfheid wat by die opstel van die struktuurmodel ter sprake is, is direk van die figure afgelees. Die proses waarvolgens hierdie waardetoekenning gedoen is, word later meer volledig bespreek.

### 3.4.3 Massaverspreiding, $m(y)$

Vir die bepaling van die massaverspreidingsverwantskap teenoor  $y$  kan die analogie gebruik word van die modelvolume-verandering in die spangewyse rigting, en aangesien hierdie verwantskap 'n 2<sup>e</sup>-ordeverloop toon, is die massaverloop ook op hierdie manier voorgeskryf. Die skematiese voorstelling van die massaverspreiding teenoor die spangewyse koördinaat word in figuur (3.13) getoon.

### 3.4.4 Massatraagheidsmoment-verspreiding, $I_{\alpha}(y)$

Vir hierdie ontwerpparameter geld 'n soortgelyke beginsel as in die geval van die

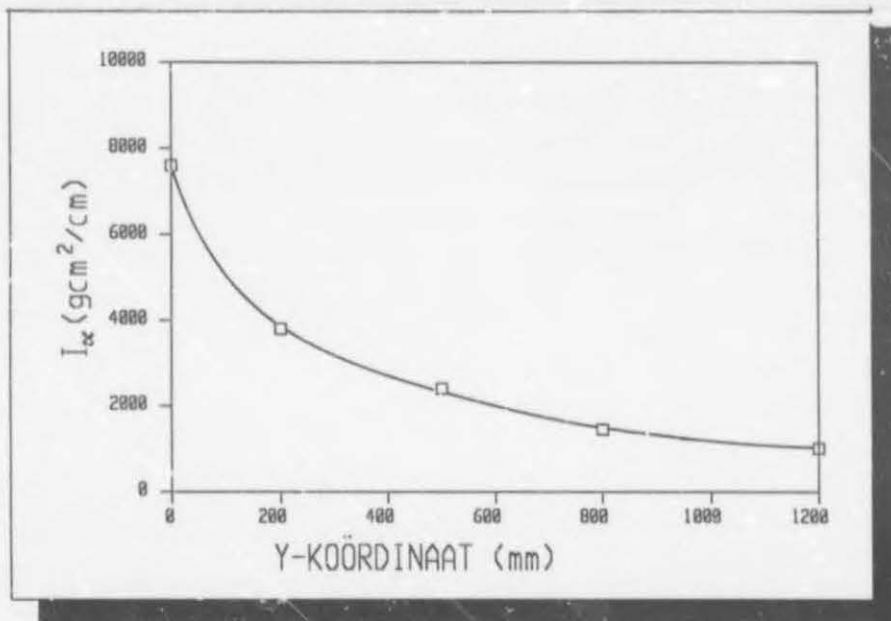


Fig.(3.8) Tipiese  $I_{\alpha}(y)$ -verloop teenoor  $y$

massaverspreiding, behalwe dat dit 4<sup>e</sup>-orde is soos in die geval van buigstyfheid. Daarby toon figuur (3.8) 'n tipiese  $I_{\alpha}(y)$ -keuse.

### 3.4.5 Koordgewyse Swaartepuntposisie, $CG_x(y)$

Indien fladder binne die vluggebied (E. Flight Envelope) voorspel word, is een van die passiewe fladderonderdrukkingsmetodes wat gebruik word die verskuiwing van die koordgewyse swaartepunt van die vlerke nader aan die leirand (E. Leading Edge), omdat dit groter stabiliteit t.o.v. fladder verseker. Indien hierdie beginsel omgekeerd toegepas word, kan die teenoorgestelde effek verkry word, nl. dat die model verder gedestabiliseer kan word en die fladderspoed verlaag word. Dit is dus 'n algemene gebruik om die  $CG_x(y)$  agter die elastiese as, d.w.s nader aan die volgrand (E. Trailing Edge) van die modelvlerk te plaas wanneer 'n model spesifiek minder stabiel gemaak moet word. Figuur (3.9) toon 'n tipiese  $CG_x(y)$ - verwantskap.

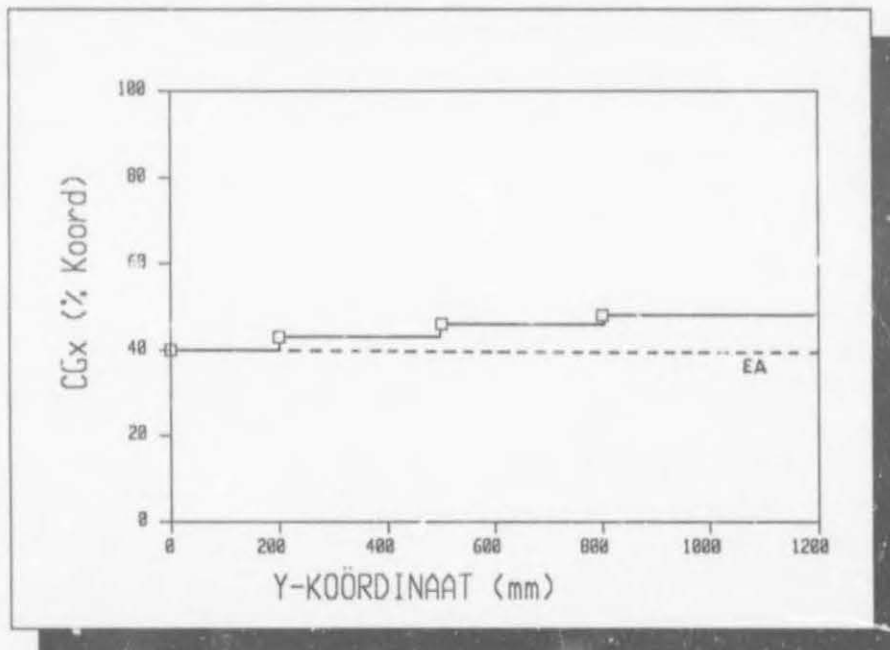


Fig.(3.9) Tipiese  $CG_x$ -verloop teenoor  $y$

## 3.5 Struktuurdinamika

Die bepaling van die struktuurdinamiese eienskappe van die model speel 'n kardinale rol in die hele teoretiese ontwerpsfase, aangesien die berekening van die



veralgemeende kragte in die fladdervegelyking, soos in hoofstuk 2 uiteengesit, afhanklik is van hierdie inligting. Dit is dus belangrik dat hierdie eienskappe van die model so akkuraat moontlik voorspel word. Vir hierdie doel is gebruik gemaak van die eindige element-metode.

### 3.5.1 Eindige Elemente in die Struktuuranalise

Die eindige elementprogram, SUPERSAP deur Algor [14], is in hierdie geval ingespan. Hierdie kommersiële pakket beskik dan ook oor die nodige modules om o.a. die verlangde dinamiese struktuuranalise te behartig, tesame met die vermoë om die resultate grafies voor te stel. Laasgenoemde eienskap is belangrik ten einde die resultate kwalitatief te kan beoordeel. Die toepassing van eindige elemente om 'n struktuur te analiseer, vereis ten eerste die diskretisering van daardie struktuur, d.w.s. die opdeling van die kontinue struktuur in kleiner eenhede of elemente waarvan die posisies en oriëntasie deur nodepunte gespesifiseer word. Gedurende hierdie proses word aannames gemaak om 'n sinvolle benadering van die werklike struktuur te kan doen. Die akkuraatheid van die modellering neem toe namate meer elemente gebruik word. Meer elemente impliseer gewoonlik dat die gebruiker meer vertroue kan hê in die resultate. Figuur (3.10) toon 'n voorbeeld ter staving van bogenoemde argument. Een van die algemene nadele van die gebruik van te min elemente vir dinamiese analise is dat die modusvorms van die model nie akkuraat voorspel word nie, aangesien die struktuur in werklikheid "stywer" gemodelleer word as wat dit fisies is. Uit hierdie stelling wil dit blyk dat dit voordelig sou wees om soveel moontlik elemente in elke probleem te gebruik. Daar is egter die nadeel dat die analiserings tyd toeneem teen 'n tempo eweredig aan  $n^3$  waar  $n$  die aantal nodepunte is. Soos in figuur (3.10) gesien kan word, neem die akkuraatheid van die resultate aanvanklik baie vinniger toe wanneer die aantal elemente vermeerder word. Die neiging is egter asimptoties van aard, sodat dit vir die gebruiker in 'n stadium nodig is om die akkuraatheid van die resultate as voldoende te beskou. Dit is dus die gebruiker se oordeel wat in hierdie geval sal bepaal met hoeveel elemente hy bevredigende resultate behaal. Vir die toepassing van eindige element-analise op die huidige probleem, is die eenvoudige tweeknode-balkelement volgens die definisie in Algor SUPERSAP gekies, enersyds weens die eenvoudigheid daarvan, maar andersyds omdat dit veelsydig is.



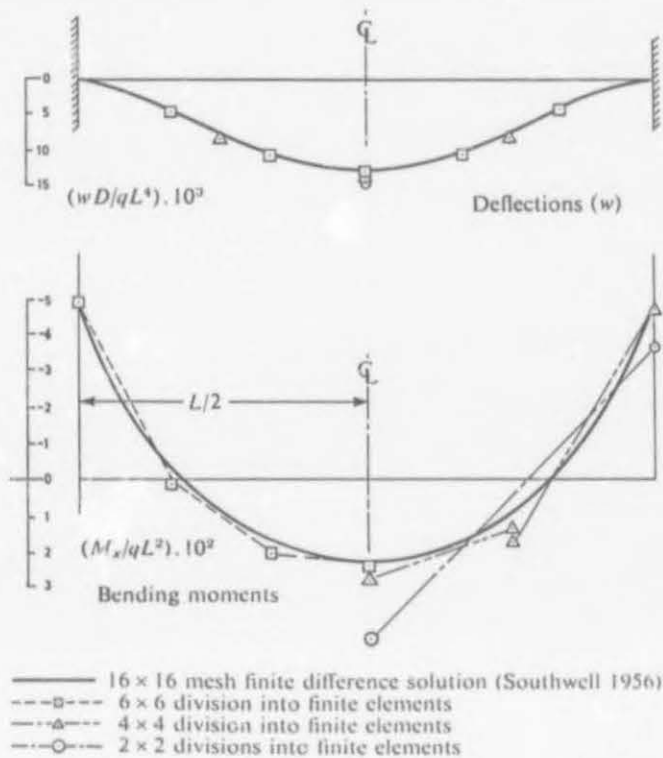


Fig.(3.10) Vergelykende resultate vir 'n voorbeeldoplossing uit Zienkiewics [6]

Die elementdefinisie behels die volgende :

- (i)  $A$ , deursneearea
- (ii)  $J$ , torsionele konstante
- (iii)  $I_x$  2<sup>e</sup> areamoment om die x-as
- (iv)  $I_z$  2<sup>e</sup> areamoment om die z-as en
- (v)  $A_g$  skuifarea.

Die materiaaleienskappe word afsonderlik gespesifiseer, insluitende die materiaaldigtheid. Die lengte van elke element word bepaal vanaf die nodepuntkoördinaat-inligting wat ook afsonderlik gespesifiseer word. In SUPERSAP word laasgenoemde tesame met die elementinligting gebruik om die massa en massatraagheidsmomente van elke element te bepaal. Die traagheidsmomente waarvan hier melding gemaak word, is dié van die seksie om die twee (x en z) hoofasse in die vlak van die seksie en dus nie die polêre massatraagheidsmoment soos benodig in § 3.4.4 nie. Aangesien  $m(y)$  en  $I_\alpha(y)$  van die model voorgeskryf is volgens die puntmassabeginsel (E. Lumped Mass), is 'n aanpassing in die materiaaleienskap-

definisie gemaak, nl. om die materiaaldigtheid baie klein te maak, tipies 1000 maal kleiner as die werklike waarde vir die spesifieke materiaal. Dit het veroorsaak dat die faktore hierbo genoem (die elementmassa en massatraagheids- momente om die x- en z-asse) nie meer korrek bereken is nie en dat daar op 'n ander manier daarvoor gekompenseer moes word ten einde die modellering korrek te doen. Hierdie kompensasie is gedoen tesame met die spesifisering van die puntmassa- en  $I_{\alpha}$ -waardes. Die puntmassabeginsel is benut aangesien dit vir hierdie spesifieke modellering gesorg het vir die maklikste ontwerpsbeskrywing.

### 3.5.2 SUPERSAP-invoerlêer

Daar is reeds melding gemaak van die iteratiewe aard van die ontwerpsprosedure. Ten einde hierdie proses so effektief moontlik te laat verloop, is rekenaarprogramme ontwikkel vir spesifieke dele van bogenoemde prosedure. Hierdie programmatuur vergemaklik die uitvoering van andersins tydrowende berekeninge, asook die verwerking van data. SAPIN (SUPERSAP Input) is ontwikkel vir die opstel van die invoerlêers vir SUPERSAP. Die datalêer waarin die noodsaaklike parameterinligting vervat is, heet SAPIN##.DAT, terwyl die verskillende eindige element-modelle wat deur SAPIN geskep word, SAPM## heet, waar ## die spesifieke chronologiese nommer van die betrokke model aandui.

20	4.0	20.0	0.4						- 1
16									- 2
0.00	0.20	0.50	0.80	1.20					- 3
750.00	380.00	150.00	40.000	20.000					- 4
350.00	160.00	60.000	25.000	10.000					- 5
1.0000	0.5000	0.3200	0.2500	0.2100					- 6
0.0900	0.0400	0.0230	0.0150	0.0120					- 7
0.4000	0.4000	0.4000	0.4000						- 8

Fig.(3.11) 'n Tipiese SAPIN##.DAT-lêer

Die volgende inligting is in figuur (3.11) vervat :

- reël 1 — spangewyse lengte, totale massa, peilhoek (E. Sweep Angle) en koordposisie van die elastiese as onderskeidelik

- reël 2 – aantal spangewyse nodepuntposisies van die eindige element-model
- reël 3 –  $y_i$ , spangewyse posisies waar eienskappe gespesifiseer word
- reël 4 –  $EI_x(y_i)$ -verspreiding
- reël 5 –  $GJ(y_i)$ -verspreiding
- reël 6 –  $\bar{m}(y_i)$ , genormaliseerde massa-verspreiding (Die maksimum waarde van hierdie parameter is 1)
- reël 7 –  $I_\alpha(y_i)$ , massatraagheidsmoment-verspreiding
- reël 8 –  $CG_x(y_i)$ -verspreiding

Soos uit hierdie voorbeeldlêer blyk, is die elastiese en traagheidseienskappe voorlopig net by vyf bepaalde spangewyse posisies voorgeskryf. Die eerste belangrike aanname wat hier gemaak is, is dat daar 'n reguitlyn-verwantskap van eienskappe tussen hierdie punte geld. Dit impliseer dat die struktuur stywer gemodelleer is en dat  $I_\alpha$  groter is as wat voorspel is indien die 4<sup>e</sup>-ordeverwantskappe gehandhaaf sou word. Die groot voordeel wat hierdie vereenvoudiging het, is dat die bepaling van intermediêre waardes met behulp van lineêre interpolasie gedoen kan word. Die feit dat die "korrekte" waardes nie gebruik word nie, het gedurende hierdie stadium van die ontwerpsproses nie 'n groot invloed op die finale resultaat gehad nie. Figuur (3.12) toon die uitleg van 'n tipiese eindige element-model.

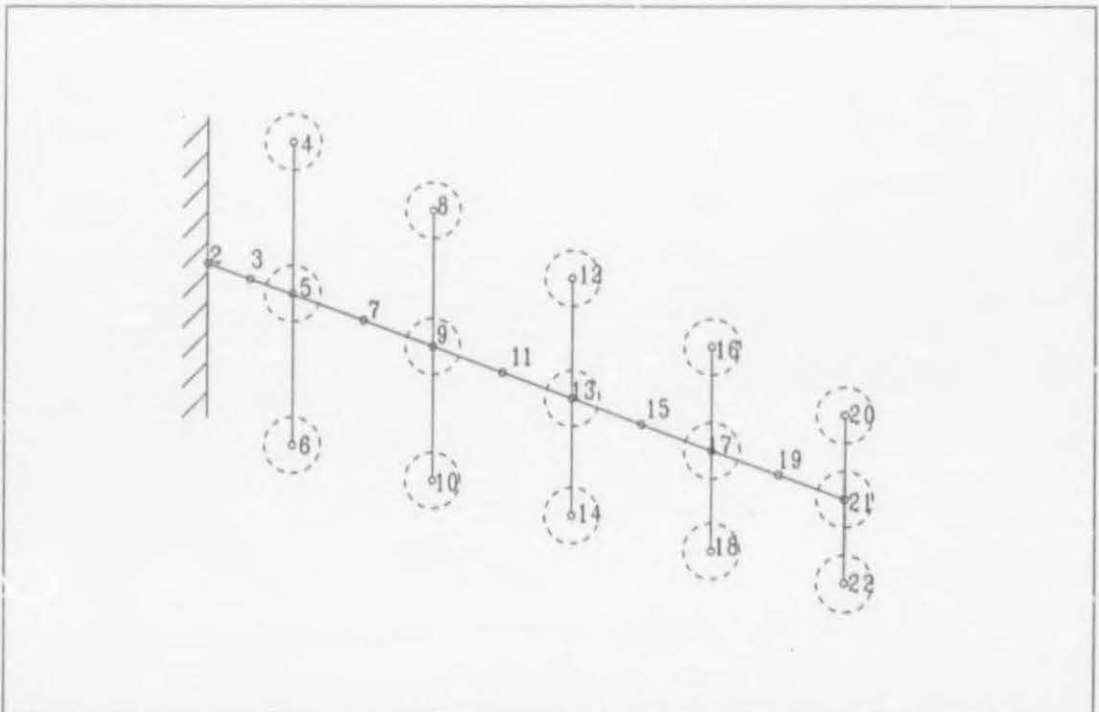


Fig.(3.12) Skematiese voorstelling van 'n tipiese eindige element-modeluitleg

Die eindige element-modelle bestaan uit elemente in die spangewyse en koordgewyse rigtings onderskeidelik. Die spangewyse elemente stel die spar voor waaraan die berekende styfheidswaardes toegeken is, terwyl die koordgewyse elemente gebruik is om die traagheidseienskappe van die vlerk te modelleer. Die koordgewyse elemente is as star beskou deur groot styfheidswaardes daaraan toe te ken. Die manier waarop hierdie waardetoekenning geskied het, is soos volg : Die spanlengte van die model is verdeel in die aantal elemente wat spangewys verlang is. 'n Programopsie het die gebruiker twee keuses gegee t.o.v. elementlengtes, nl. eweredig-gespasieerde elemente, d.w.s. elemente van dieselfde lengte, of progressiewe lengteverandering van wortel na punt. In die laasgenoemde geval is die lengtes so bereken dat elke elementlengte 'n konstante breuk van die daaropvolgende elementlengte was in die rigting van die vlerkpunt. Vervolgens is die middelpunt-koördinate van die spangewyse elemente sowel as die nodepuntkoördinate bepaal. Die bogenoemde styfheidswaardes word vanuit `SAPIN##.DAT` geïnterpoleer vir die middelpunt-posisies van die spangewyse elemente. Die massaverdeling is egter op 'n ander manier gedoen. Figuur (3.13) toon 'n tipiese voorstelling van die genormaliseerde massaverdeling vir die model.

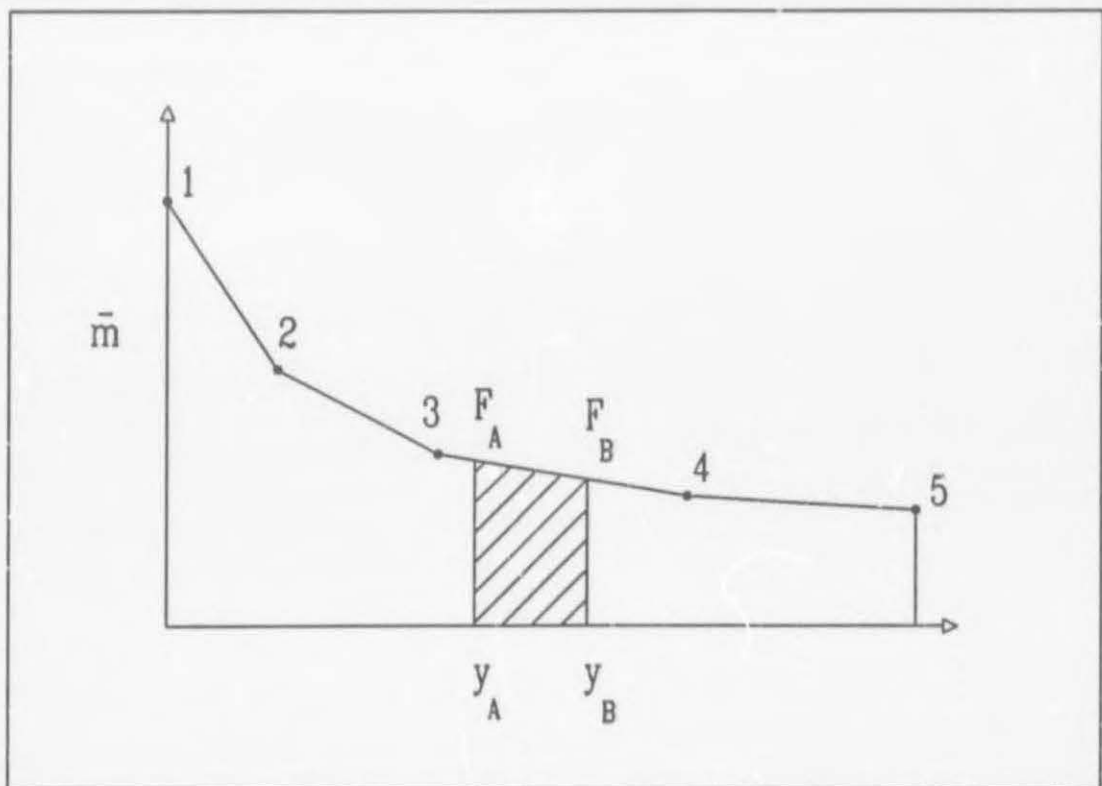


Fig.(3.13) Genormaliseerde massaverspreiding



Die massa van 'n spesifieke element kan bepaal word deur die y-koördinate van die begin- en eindpunte van die element,  $y_A$  en  $y_B$ , te gebruik om die grafiekwaardes vanaf bogenoemde figuur af te lees,  $F_A$  en  $F_B$ . Die area onder die grafiek wat hierdie stukkie grafiek onderspan, word as 'n breuk van die totale area onder die hele grafiek uitgedruk, wat vervolgens met die totale massa vermenigvuldig word om die massa van die spesifieke element te vind.

$$\text{Area}_{\text{element}} = \frac{1}{2} (F_A + F_B) (y_B - y_A) \quad (3-2)$$

$$\text{Area}_{\text{tot}} = \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} (F_i + F_{i+1}) (y_{i+1} - y_i) \quad (3-3)$$

$$M_{\text{element}} = \left[ \frac{\text{Area}_{\text{element}}}{\text{Area}_{\text{tot}}} \right] M_{\text{tot}} \quad (3-4)$$

Die massatraagheidsmomentwaardes  $I_\alpha$  is op dieselfde manier as die styfheidswaardes aan die elemente toegeken, behalwe dat die afgeleesde waarde soos bereken in die program met die lengte van elke element vermenigvuldig is om die  $I_\alpha$  van die element te bereken, vanuit die definisie van  $I_\alpha(y)$  in `SAPIN##.DAT`. Die  $CG_x$ -waardetoekenning is soos volg gedoen:  $CG_x$ -waardes is by vier verskillende punte vanaf `SAPIN##.DAT` gelees en so geïnterpreteer dat die  $CG_x$ -waarde by punt 1 geld tot by punt 2, ens. (Kyk figuur (3.9)) Die helfte van die massa en  $I_\alpha$  van elke spangewyse element is vervolgens aan elke spangewyse nodepunt weerskante daarvan toegeken ten einde die puntmassabeginsel konsekwent deur te voer. Die modelmassaverdeling is sodanig dat die swaartepunt nader aan die vlerkwortel as aan die vlerkpunt geleë is, en streng gesproke moes die massaverdeling van elke spangewyse element hierdie tendens weerspieël, maar omdat die eindige element-modelle slegs 1<sup>e</sup>-ordebenaderings was, is bogenoemde metode as voldoende beskou. Figuur (3.14) illustreer hierdie argument.

Met  $M$ ,  $I_\alpha$  en  $CG_x$  bekend by 'n spesifieke spangewyse nodepuntposisie of stasie, is die drie massas wat met die drie nodepunte in die koordgewyse rigting geassosieer moes word, met behulp van die metode vervat in figuur (3.15) bepaal. Dié figuur toon die uitleg van drie koordgewyse nodepunte by 'n spesifieke spangewyse stasie.



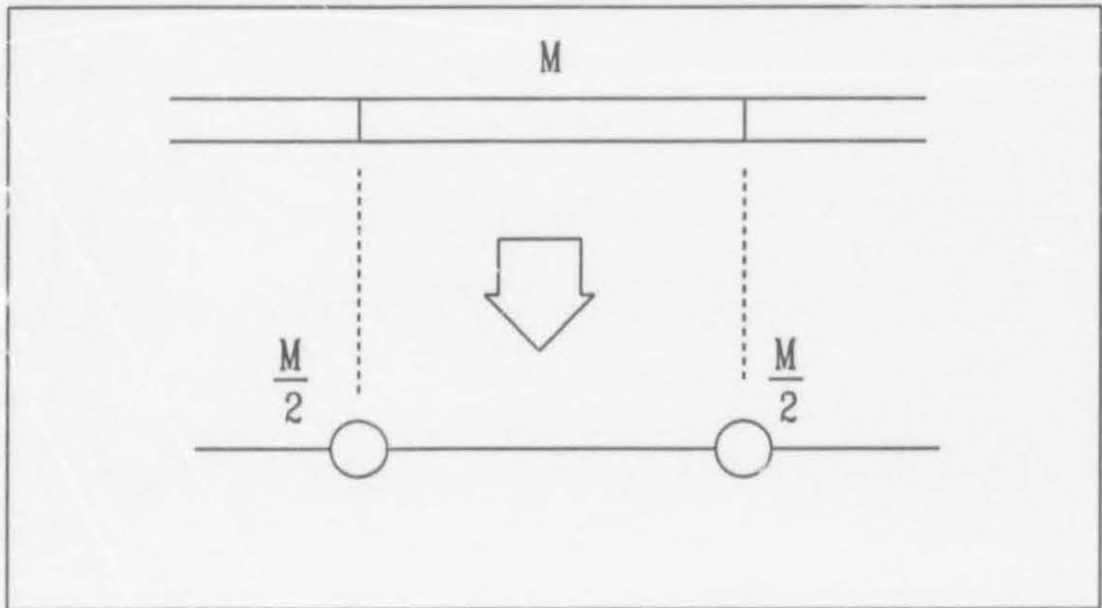


Fig.(3.14) Toedeling van elementmassa aan aangrensende nodepunte

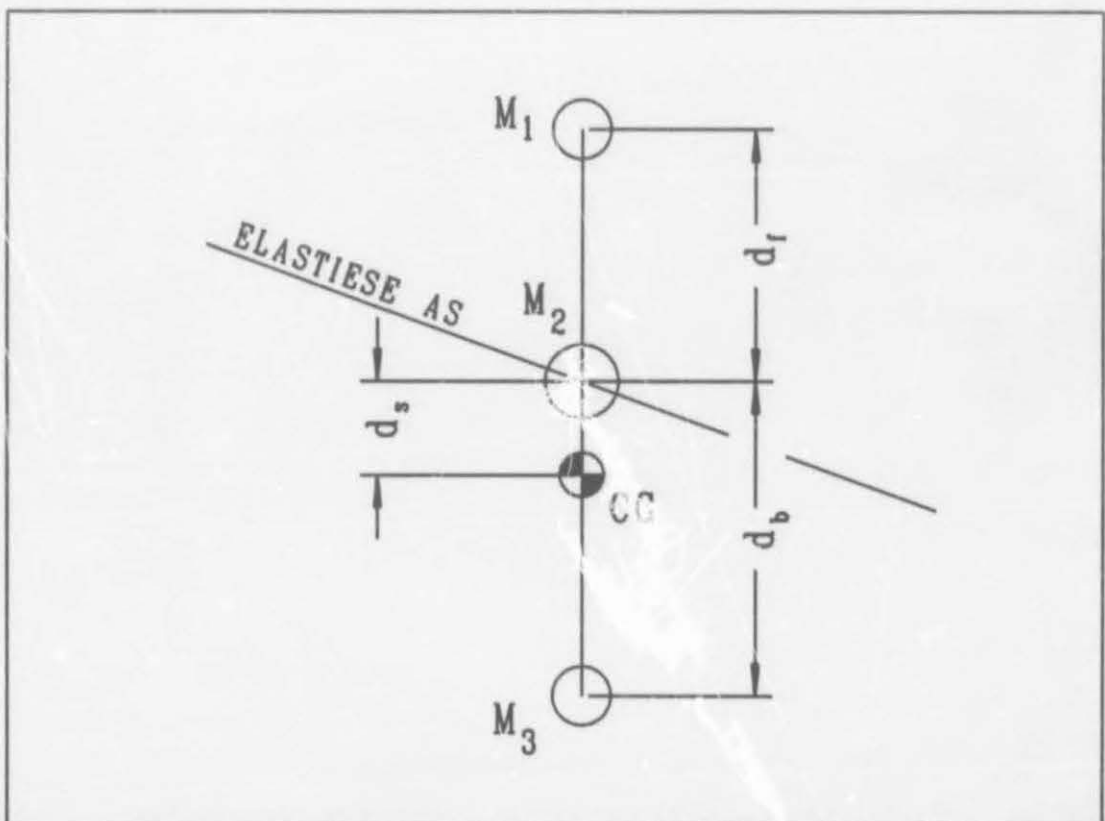


Fig.(3.15) Tipiese nodepuntuitleg by 'n spangewyse ontasie

'n Stelsel van drie vergelykings is gelyktydig opgelos :

$$\begin{aligned} M_1 + M_2 + M_3 &= M \\ -(d_f + d_s) M_1 + d_s M_2 + (d_b - d_s) M_3 &= 0 \\ d_f^2 M_1 + d_b^2 M_3 &= I_\alpha \end{aligned} \quad (3-5)$$

Die eerste van die drie vergelykings in (3-5) beskryf die behoud van massa, die tweede die statiese ewewig om die swaartepunt, terwyl die laaste vergelyking die massa-traagheidsmoment om die elastiese as beskrywe. Die veranderlikes  $d_f$ ,  $d_s$  en  $d_b$  verwys onderskeidelik na die afstand van  $M_1$  vóór die elastiese as, die afstand van die swaartepunt agter die elastiese as en die afstand van  $M_3$  agter die elastiese as. Hierdie afstande is deur die gebruiker verskaf en is op so 'n manier gekies dat  $M_2 = 60\%$  van  $M$ . Dit verseker dat daar 'n mate van realisme in die massaverdeling behou word. 'n Fisiese modelvlerk van Sutherland [12] is ondersoek alvorens hierdie stelling met sekerheid gemaak kon word. Hierdie voorsorgmaatreël is getref nadat gevind is dat – indien die willekeurige verspreiding gebruik is – nie net die modusvorms nie, maar ook die veralgemeende massa ( $M_g$ ) en dus ook uiteindelik die fladderspoed beïnvloed is. Daarom was dit dus beter om hierdie beginsel konsekwent deur te voer. Bogenoemde stelling dui op 'n moontlike programfout, want dit kon nie op 'n ander manier verklaar word nie. Die oorsprong van die fout kon tot dusver nog nie opgespoor word nie.

Tydens die analisering van 'n toetsmodel, die DLS/DEI-modelvlerk [12], waarvan die dinamiese gedrag eksperimenteel bepaal is, is gevind dat die eindige element-resultate baie goed daarmee vergelyk. Daar is egter bemerk dat 'n onnatuurlike tendens voorkom in die resultate sodra die  $CG_x$ -posisie weg van die elastiese as geskuif word. Hierdie tendens was teenoorgesteld van wat in die praktyk waargeneem is en deur die teorie voorspel word en dui ook op 'n moontlike programfout, wat nog nie opgespoor kon word nie. Daar is toe besluit om as eerste iterasie die  $CG_x$ -posisie met die elastiese as te laat saamval en moontlik later, wanneer hierdie probleem opgelos is, die nodige aanpassings te doen om die  $CG_x$ -posisie agter die elastiese as te skuif. Dit het egter veroorsaak dat die fladderspoed,  $V_f$ , heelwat hoër voorspel is as wat die aanvanklike doelwit voorgeskryf het. Die fladderspoed kon egter nie verder verminder word sonder om die torsionele sparstyfheid so laag te maak dat dit die sparintegriteit in gevaar sou stel nie. Daar is dus besluit om die fladderspoed vir die doel van die oefening te aanvaar soos wat die resultaat uiteindelik ná afloop van die parameterstudie sou wees.

### 3.5.3 Eindige Elementresultate

Die eindige element-modelle is vervolgens geanaliseer om die dinamiese gedrag daarvan te bepaal. Vir die huidige probleem is gevind dat goeie resultate behaal is wanneer meer as 14 spangewyse elemente gebruik is, d.w.s. 44 nodepunte. Vir  $n = 44$  was die analiseringstyd  $\pm 12$  min wanneer 5 modusse bereken is m.b.v. 'n AT-tipe persoonlike rekenaar wat die 15 MHz 80286- en 80287- prosesseerders gebruik.

Die frekwensies en modusvorme van die struktuur is afhanklik van die randwaardes van die probleemstelling en in hierdie geval is die struktuur as 'n kantelbalk gemodelleer. Daarom is die randwaardes van die nodepunt op die vlerkwortel in alle vryheidsgrade beperk. Vryheidsgrade is daardie koördinate wat die verplasing, hetsy translasië of rotasie van elke nodepunt beskrywe. In die geval van die tersaaklike balkelemente het elke nodepunt ses vryheidsgrade, nl. x-, y-, en z-translasië, asook x-, y-, en z-rotasie. Met verwysing na die rotasie-vryheidsgraad van 'n nodepunt kan daar wiskundige besware aangeteken word, aangesien 'n punt nie kan roteer nie. In die geval van 'n eindige elementopset is dit bloot 'n gerieflike manier om die rotasie van 'n snitseksie op daardie punt uit te druk. By die verkryging van die eindige element-resultate stel ons belang in die transversale translasië – oftewel in hierdie geval die z-translasië – omdat dit die beweging in die relevante modusse definieer, d.w.s. daardie modusse wat 'n bydrae lewer tot die generering van veralgemeende kragte in die aero-elastiese probleem.

Ten einde 'n beter gevoel vir die eindige element-resultate te ontwikkel, en om moontlike oordeelsfoute te beperk, is die resultaatlêer van SUPERSAP deur die gebruiker self geredigeer en alle onnodige inligting verwyder. Gedurende hierdie stap is die gebruiker genoodsaak om die resultate te interpreteer, wat meegebring het dat dit oordink is en nie net sonder meer m.b.v. 'n rekenaarprogram verwerk is nie. Die resultaatlêer, SAPM##.L, is terselfdertyd hernoem na SAPM##.FRQ. Die volgende stap in die prosedure was om die eindige element-resultate te verwerk en in so 'n formaat te kry dat die inligting bruikbaar kon wees vir die volgende proses, nl. lugdinamika-berekeninge. Vir hierdie doel is 'n program, SAPANAL (SUPERSAP ANALYSIS), geskryf. SAPANAL bepaal die modusvorme en bereken terselfdertyd die  $M_g$ -waardes. Die modusse is genormaliseer op die volgende manier. Eenheidswaarde is aan die absolute waarde van die maksimum z-verplasing toegeken, sodat alle ander z-verplasings breuke was met absolute waardes kleiner as een.

SAPANAL gebruik verder ook die geometrie-inligting wat deur SAPIN in die lêer SAPAN##.DAT geskryf is tydens die eerste fase van die eindige element-proses om, tesame met die berekeninge hierbo, die toevoerlêer vir die lugdinamika-program, STRIP (STRIP aerodynamics), te skep. 'n Verdere hulpmiddel tot die identifisering en klassifisering van die modusse, is die program MODESHAP (MODESHAPE). Hierdie program verwerk ook die eindige element-resultate op dieselfde manier as SAPANAL, maar genereer grafika-datalêers wat gestip kan word. Figure (3.16) tot (3.19) toon onderskeidelik die eerste vier transversale modusse van die finale teoretiese model. ('n Volledige vloei-diagram wat die interaksie van die verskillende programme aandui, is vervat in Bylae A)

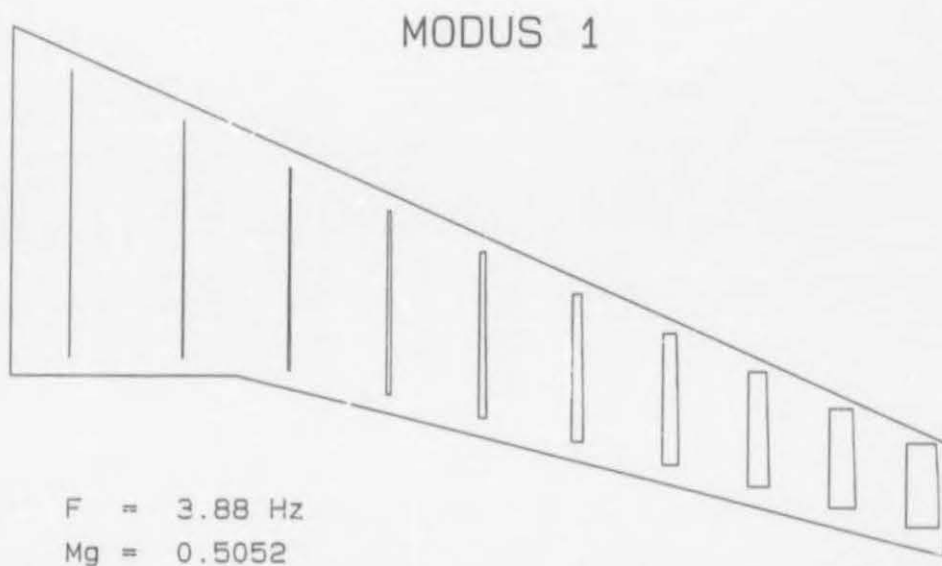


Fig.(3.16) Modus 1 van die eindige elementmodel vir die teoretiese ontwerp



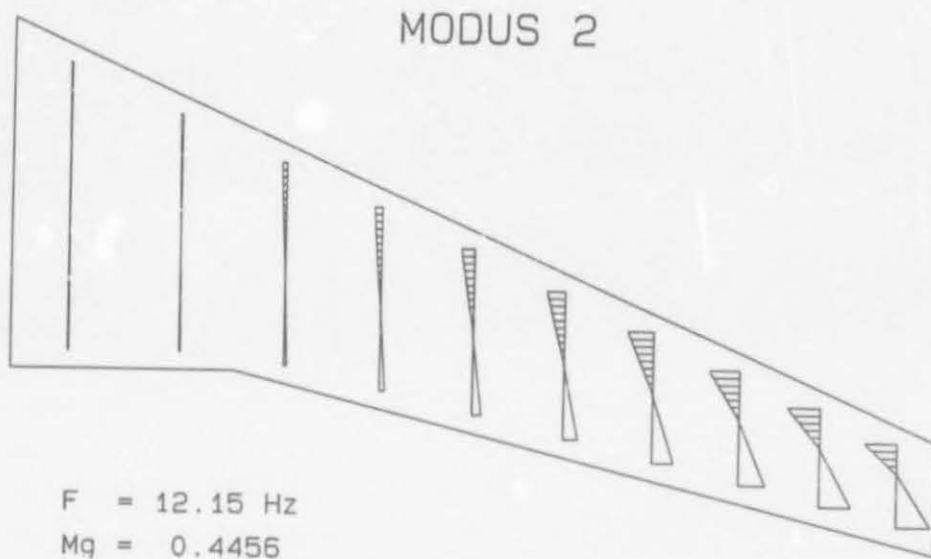


Fig.(3.17) Modus 2 van die eindige elementmodel

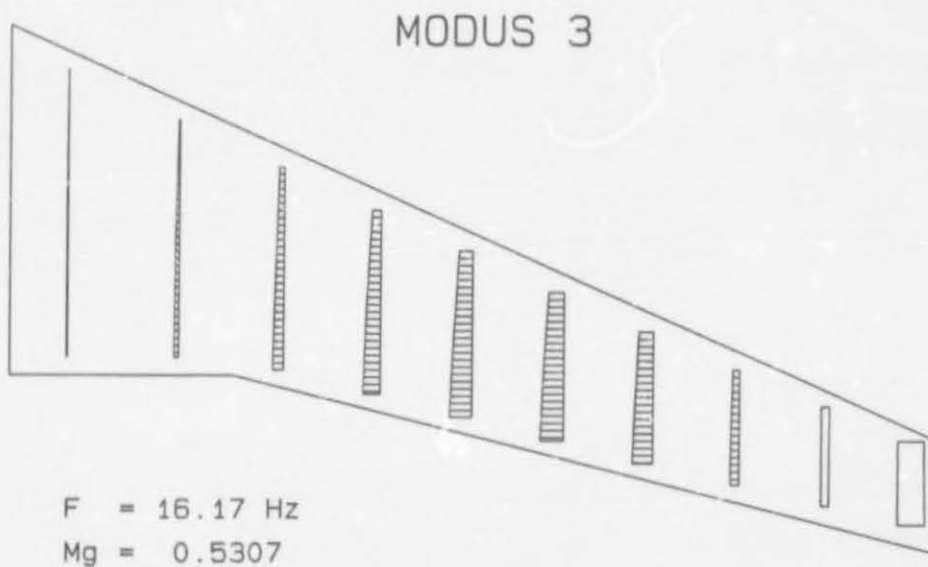


Fig.(3.18) Modus 3 van die eindige elementmodel



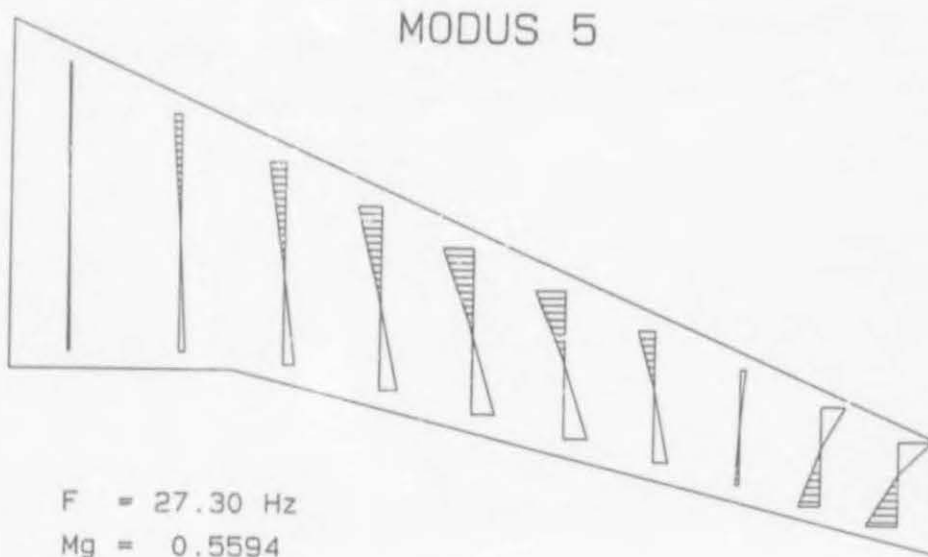


Fig.(3.19) Modus 5 van die eindige elementmodel (Modus 4 is 1<sup>e</sup> invlakmodus)

### 3.6 Lugdinamiese analise

Die lugdinamika is bereken m.b.v. die strook-teorie soos in hoofstuk 2 uiteengesit. Die resultate daarvan is vervolgens in die fladderberekeninge gebruik.

### 3.7 Fladdervoorspellings

Fladdervoorspellings is gedoen deur die resultate van STRIP m.b.v. FLUTSLC te analiseer. Laasgenoemde is 'n rekeraarprogram wat gebruik maak van die pk-fladderberekeningsmetode (Hassig [8] en hoofstuk 2). Dit is 'n beproefde metode wat betroubare resultate lewer. Figuur (3.20) toon tipiese verwerkte resultate van FLUTSLC

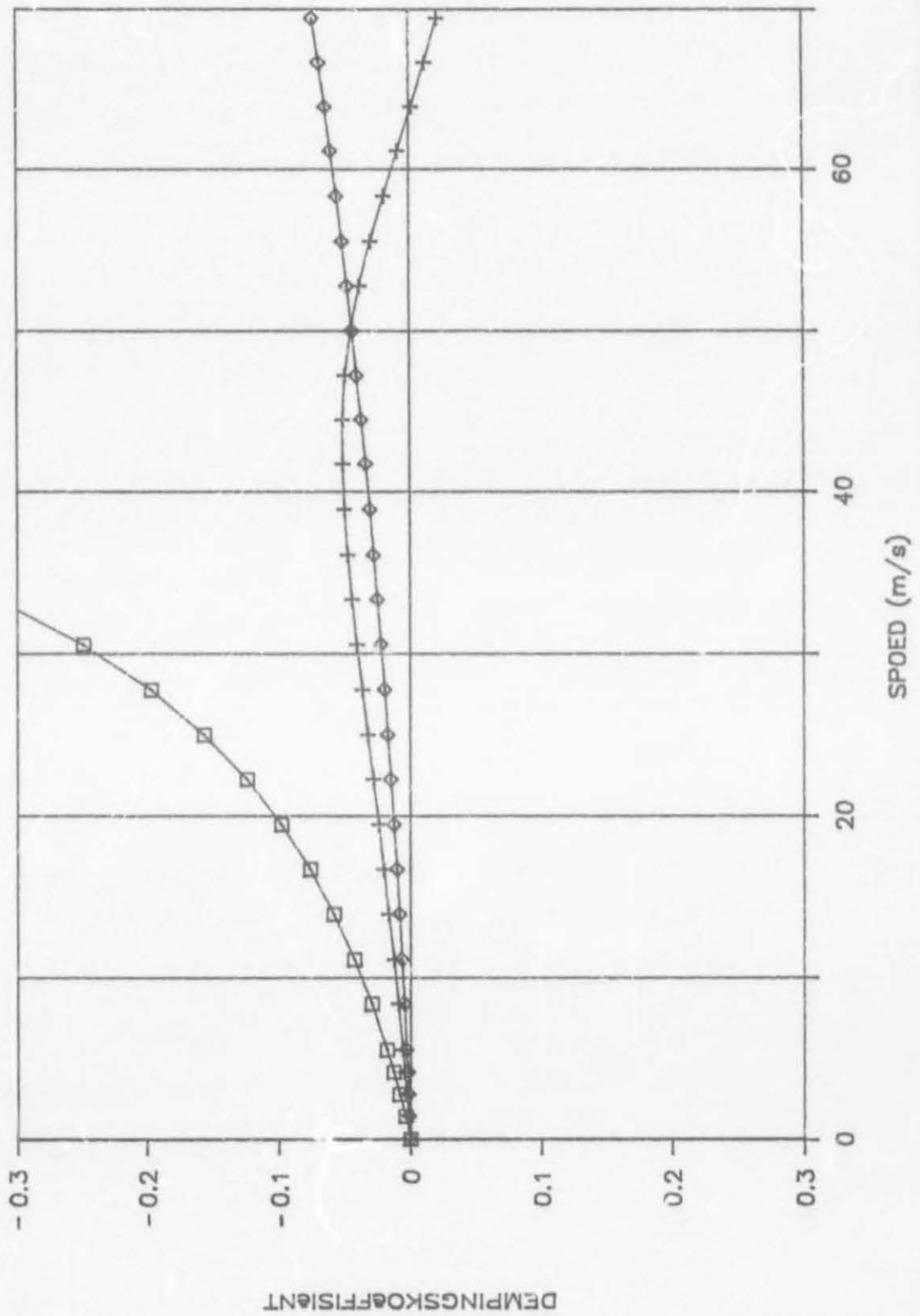


Fig.(3.20) Fladderresultate van finale teoretiese ontwerpmodel

### 3.8 Parametriese studieresultate

Hierdie parametriese studie is nodig geag ter wille van optimale ontwerp. Die verdere beskrywing van die prosedure wat gevolg is, volg in die onderstaande paragrawe.

Die belangrikste aspekte van die dinamiese en fladdergedrag van die model is

- (i) die fladderspoed  $V_f$  en
- (ii) die vorm van die kritieke modus  $MOD_{crit}$  se dempingsverloop  $\gamma_{crit}$  teenoor snelheid.

Hierdie aspekte word grootliks deur die volgende styfheids- en traagheidsparameters beïnvloed :

- (i)  $EI_x(y)$  en  $EI_z(y)$
- (ii)  $GJ(y)$
- (iii)  $\bar{m}(y)$
- (iv)  $I_a(y)$
- (v)  $CG_x(y)$

$EI_x(y)$  en  $EI_z(y)$  word gesamentlik genoem vanweë die vasgestelde verwantskap tussen hulle. 'n Parametriese studie is uitgevoer ten einde die invloed van veranderinge in bogenoemde parameterwaardes en -verspreidings langs die y-as op die dinamiese en fladdergedrag van die model te bepaal. Die metode wat gevolg is om die studie logies uit te voer, was om 'n onderwerpsparameter uit bogenoemde lys te kies (bv.  $EI_x(y)$ ) dié parameterverloop langs die y-as te varieer in waarde en ná elke verandering 'n struktuur dinamiese en fladderanalyse uit te voer op die model. Aanvanklik is slegs een parameter op 'n slag verander, terwyl die res van die parameters op voorafgekoese waardes konstant gehou is. Die aanvangskeuse in parameterwaardes is vergemaklik deur Sutherland [12] se finale parameterkeuse te benader, met inbegrip van die verskille tussen die twee modelle. Aangesien dit die doel van die oefening was om vas te stel watter neigings voortspruit uit elke parameterverloop-verandering, is hierdie oefening vir 'n spesifieke parameter herhaal totdat 'n spesifieke neiging duidelik sigbaar was. Daarna is die proses om die beurt vir elke ander parameter herhaal. 'n Volgende stap was om geselekteerde kombinasies van parameters gesamentlik te verander om sodoende ook die invloede daarvan te bestudeer. Die resultate is voortdurend gemonitor om op hierdie manier 'n deeglike databasis op te bou vir die latere finale keuse van parameterkombinasies

in die uiteindelijke ontwerp. Hier volg 'n uiteensetting van die opgesomde resultate wat gedurende bogenoemde parametriese studie waargeneem is. Die volgende simboliek is gebruik: Die parameterverandering is voorgestel met die pyl in die rigting waarin die waardes gevarieer is. In figuur (3.21) stel die pyl na onder voor dat  $GJ(y)$  stelselmatig verlaag is in opeenvolgende modelle, terwyl die pyl na bo verwys na  $EI_x(y)$  wat terselfdertyd verhoog is. Die resultate is soos die voorbeeld in figuur (3.22) aangetoon, waar die kurwe die dempingsverloop van  $MOD_{crit}$  teenoor

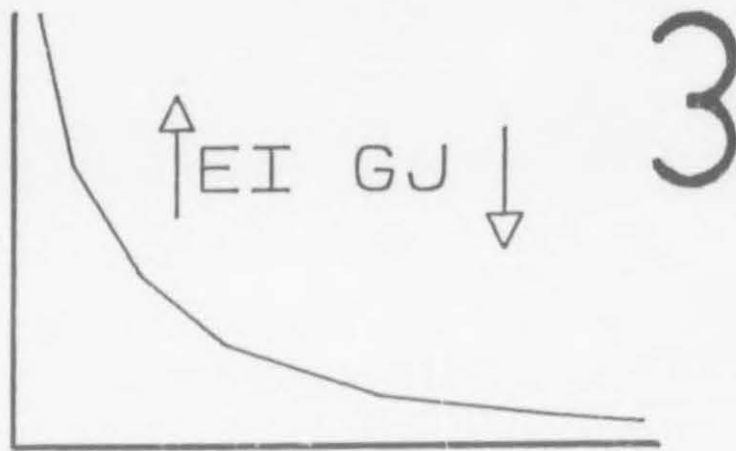


Fig.(3.21) Skematiese voorbeeld van die parameterveranderinge

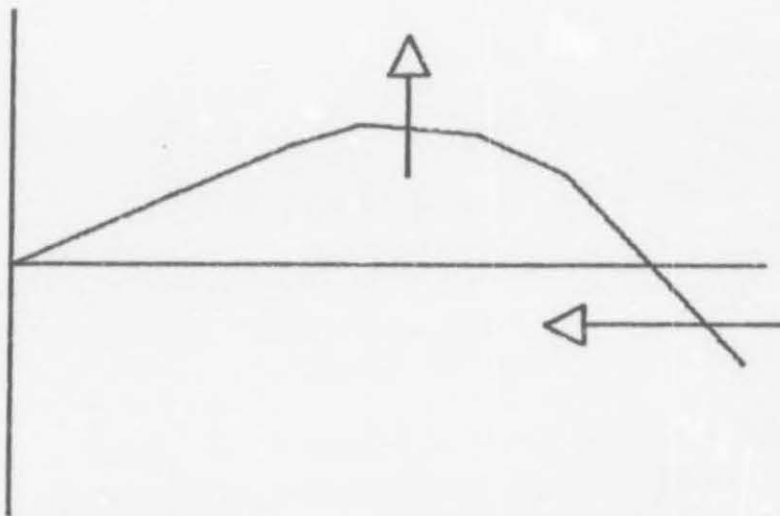


Fig.(3.22) Skematiese voorbeeld van die parametriese studieresultate

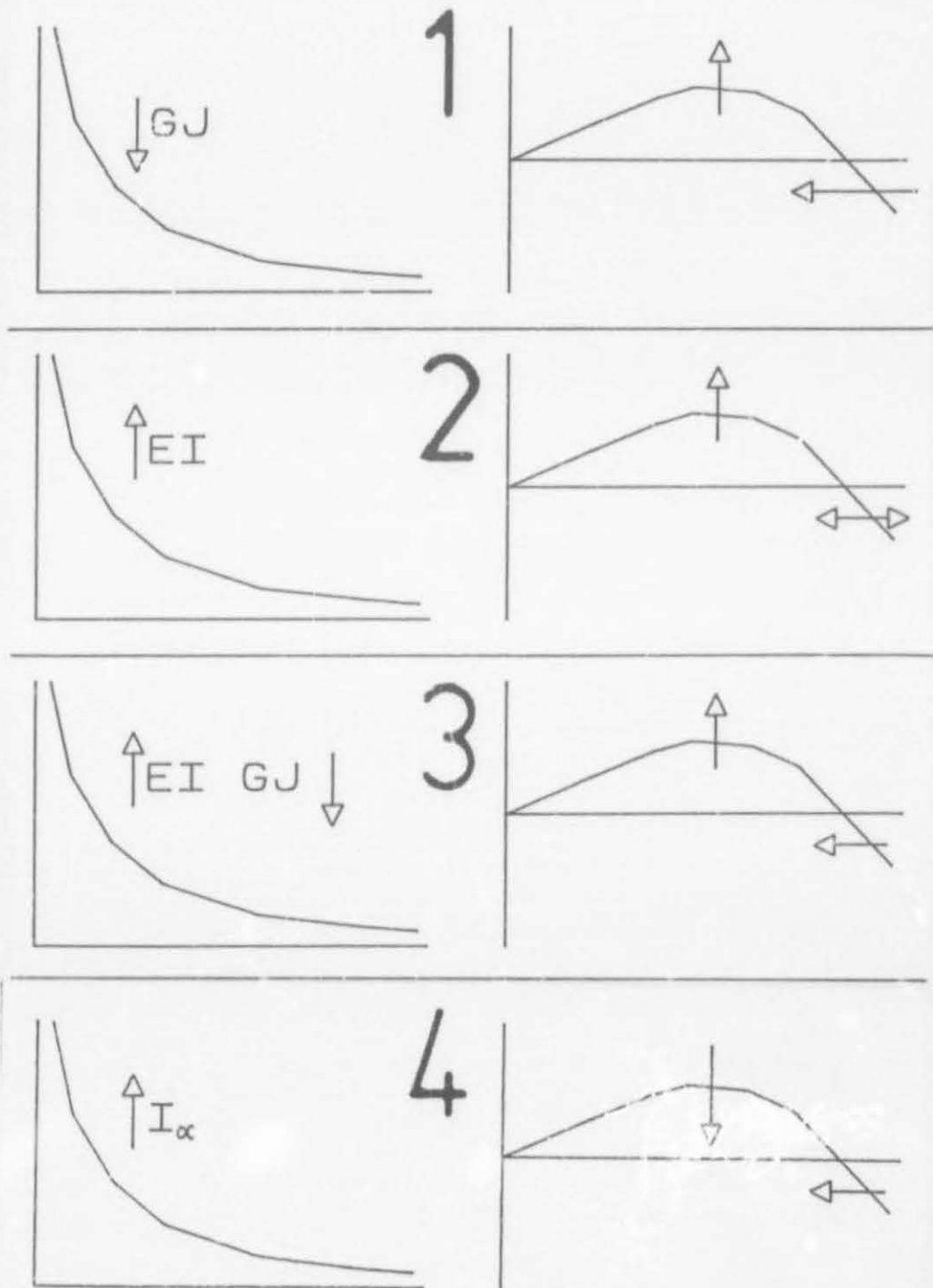


Fig.(3.23) Skematiese voorstellings van die resultate van die parametriese studie



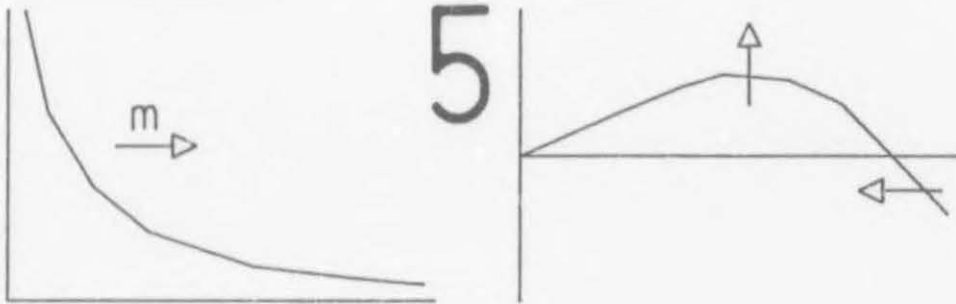


Fig.(3.23 (vervolg))

snelheid op die horisontale as aandui, terwyl die snyding van hierdie kurwe met die snelheidsas  $V_f$  voorstel. Die pyle in hierdie geval dui op die veranderinge wat ooreenstem met die bostaande parameterveranderinge in figuur (3.21). Die vertikale pyl dui die rigting aan waarin die genoemde dempingskurwe verander, d.w.s. dit gee 'n aanduiding van die aard van die fladderbenaderingsgedrag. 'n Afwaartse pyl sal dus in hierdie geval daarop dui dat die spesifieke parameterveranderinge 'n meer egalige fladderbenadering tot gevolg het. Korter en langer pyle dui onderskeidelik op minder en meer reaksie in die resultate, terwyl 'n dubbelrigtingpyl daarop dui dat die resultaat nie noemenswaardige reaksie getoon het nie. Die oorkoepelende resultate word in figuur (3.23) opgesom.

Enkele kwantitatiewe gevolgtrekkings kon omtrent die parametriese studieresultate gemaak word nadat die volgende tendense waargeneem is :

- (i) fladderspoed,  $V_f$ , is afhanklik van al die parameters genoem, maar is tog meer gevoelig vir  $GJ(y)$ - en massaverspreiding as vir  $EI_x(y)$  en  $I_\alpha(y)$ ;
- (ii) fladderpuntbenadering, m.a.w. die vorm van  $MOD_{crit}$ , word grootliks deur  $I_\alpha(y)$  beïnvloed, terwyl  $EI(y)$ - en massaverspreiding ook daartoe bydra.

Hierdie gevolgtrekkings is n.a.v. die resultate van die spesifieke model gedoen en daar kan verwag word dat bogenoemde parametriese studieresultate van model tot model

kan verskil.

### 3.9 Resultate van die Teoretiese Ontwerp

Die uitgebreide parametriese studie wat gedoen is om die invloede van variëring in verskillende ontwerpparameters op die fladdergedrag van die model te bepaal, het die aanvanklike ontwerpdoelwitte in 'n posisie vir herooring geplaas. Soos verwag kan word, neem  $V_f$  af met afname in  $GJ(y)$  en toename in massaverspreiding nader aan die vlerkpunt, terwyl  $MOD_{crit}$  'n platter profiel aanneem, m.a.w. dit het kleiner gemiddelde dempingswaardes oor die spoedgebied, met toename in  $I_\alpha(y)$ . In hierdie stadium kan daar n.a.v. die modelleringsprobleem soos in § 3.5.2 genoem, nie veel i.v.m. die invloed van  $CG_x(y)$  gesê word nie. Die ideale teoretiese oplossing met die doelwit van die projek in gedagte, sou dus wees om  $GJ(y)$  so laag as moontlik te hou, 'n groter massakonsentrasie weg van die vlerkwortel, asook geskikte, groot  $I_\alpha(y)$ -waardes. Ongelukkig word hierdie waardes nie net deur die fisiese afmetings van die model beperk nie, maar ook deur sterkte-oorwegings. Die uiteindelijke keuse van ontwerpparameters is dus gedoen n.a.v. hierdie oorwegings, sodat  $V_f$  geminimeer is. Dit word opgesom in tabelle 3.1 en 3.2.

Tabel 3.1 Teoretiese ontwerpresultate ná aanpassings

Fladderspoed	60.00 m/s
Fladderfrekwensie	8.50 Hz

Tabel 3.2 Finale ontwerpparameterwaardes

PARAM. f(y)	y [m]				
	0.00	0.20	0.50	0.80	1.20
$EI_x$ Nm <sup>2</sup>	750.00	350.0	150.00	60.00	25.00
$EI_z$ Nm <sup>2</sup>	15000.00	7000.00	3000.00	1200.00	500.00
GJ Nm <sup>2</sup>	280.00	130.00	35.00	15.00	10.00
m	1.00	0.60	0.40	0.35	0.30
$I_a$ gcm <sup>2</sup> /cm	7600.00	3800.00	2400.00	1450.00	1000.00
CG <sub>x</sub> % koord	40	40	40	40	40

Dit mag vreemd voorkom dat daar nie deurlopend van SI-eenhede gebruik gemaak is nie. Dit spruit uit die ongeskrewe konvensie onder modelontwerpers om eenhede te gebruik wat maklik leesbaar is, bv. 7600 g cm<sup>2</sup> i.p.v. 760 x 10<sup>-6</sup> kg m<sup>2</sup>.

## 4 MEGANIESE ONTWERP

### 4.1 Bepaling van Sparafmetings

In hoofstuk 3 is die teoretiese ontwerp van die model behandel, insluitende die sparontwerp. Die waardes van die styfheidsparameters ( $I_x(y)$ ,  $I_z(y)$  en  $J(y)$ ) is bepaal en kon dus gebruik word om die fisiese deursnee-afmetings van die spar te bereken. Die bestaande parameters is by vyf spangewyse posisies bepaal met 'n lineêre verwantskap tussenin as eerste benadering. Hierdie vyf waardes is op hulle beurt weer gebruik om die sparafmetings by daardie stasies te bereken. Die deursnee van die spar het 'n kruisvorm soos in figuur (4.1) getoon word.

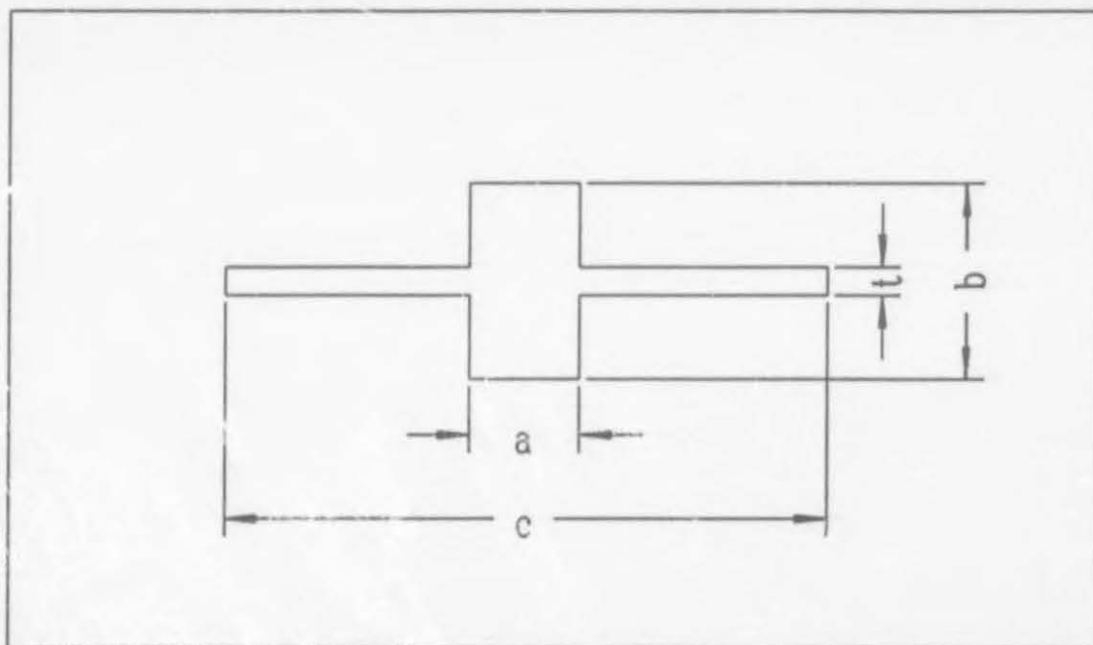


Fig.(4.1) Kruisvormspar met afmetingsimbole

Die afmeting  $a$  beskryf die webwydte,  $b$  die webhoogte,  $c$  die volle flenswydte terwyl  $t$  die flensdikte aandui. Vir die berekening van die styfheidsparameters moes  $a$ ,  $b$ ,  $c$  en  $t$  gevind word om die styfheidsparameters te bevredig. As slegs drie styfheidsparameters bekend was by elke stasie en daar vier vergelykings is om op te los, is die flensdikte ( $t$ ) voorgeskryf. Gevolglik moes die vergelykingsstelsel van nie-lineêre vergelykings opgelos word:

$$\frac{ab^3}{12} + \frac{ct^3}{12} - \frac{at^3}{12} = I_x$$

$$\frac{ba^3}{12} + \frac{tc^3}{12} - \frac{ta^3}{12} = I_z \quad (4-1)$$

$$ba^3\beta_1 + ct^3\beta_2 - at^3\beta_3 = J$$

met

$$\beta_i = \left[ \frac{1}{3} - 0.21 N_i \left[ 1 - \frac{N_i^4}{12} \right] \right] \quad (4-2)$$

en

$$N_1 = \frac{a}{b}, \quad N_2 = \frac{t}{c} \quad \text{en} \quad N_3 = \frac{t}{a} \quad (4-3)$$

Vergelyking (4-2) is verkry uit Roark [15]. Die vergelykings is met behulp van 'n Newton-Rapson-metode vir drie onbekendes opgelos (program SPARDIM).

Opeenvolgende stasies se afmetings is met reguit lyne verbind ten einde die masjineringskoste te verlaag. Hierdie lineêre afmetingsverdeling verskaf 'n 4<sup>o</sup>-ordeverloop van die styfheidseienskappe, wat in lyn is met die aanvanklike aannames in hoofstuk 3. Nadat die sparafmetings op die genoemde stasies bepaal is, kon die sparuitleg voltooi word. Dit moet in gedagte gehou word dat afmetings a en c loodreg op die elastiese as is en nie in die koordgewyse rigting nie. (Kyk figuur (4.2)) Die koordgewyse afmetings sou bereken kon word deur die bostaande afmetings m.b.v. trigonometriese verhoudings te bepaal, bv.:

$$c_{\text{koord}} = c_{\perp} / \cos 20^\circ \quad (4-4)$$

met

$c_{\text{koord}}$	die c-afmeting in die koordgewyse rigting
$c_{\perp}$	die c-afmeting loodreg op die elastiese as

Ten einde die afmetings meer akkuraat te bereken, is die afmetings aan die hand van figuur (4.2) by die verskillende stasies bepaal.

Daar is voorsiening gemaak vir die aanhegting van die segmente aan die spar deur verdikkings in die flens te voorsien by die spangewyse middelpunte van elke segment.



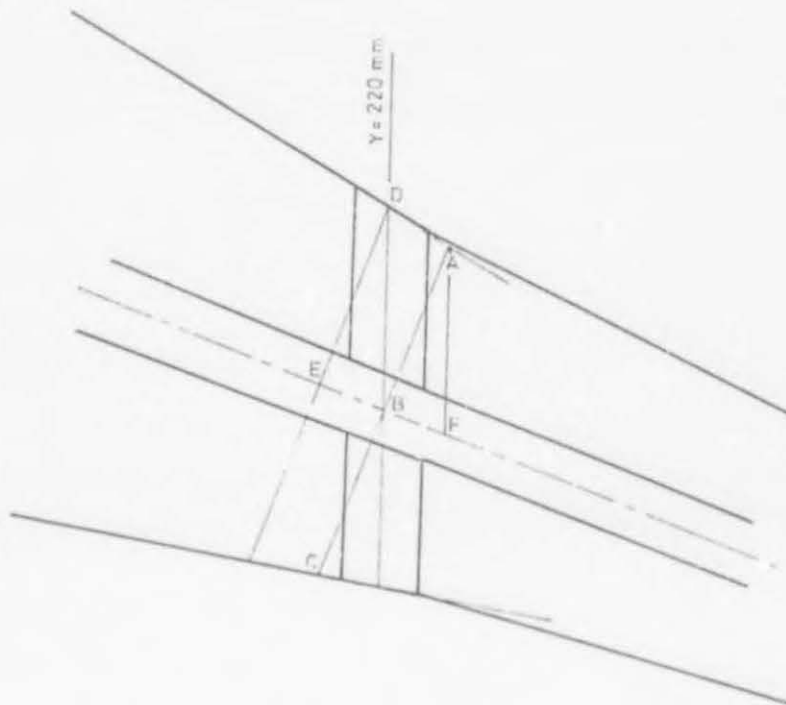


Fig.(4.2) Skematiese voorstelling van die sparuitleg by 'n tipiese stasie waar sparafmetings in die koordgewyse rigting bepaal is

Hierdie verdikkings is almal 4 mm in die z-rigting ten einde genoeg ruimte te laat vir die insit van M4-Helicoils. Die verdikkings is ook almal 13 mm wyd in die spangewyse rigting gemaak. Soos in figuur (4.3) gesien kan word, is hierdie verdikkings ewe hoog bo en onder die x/y-vlak. Verder is daar ook verdikkings voorsien vir die piloon-aanhegting en hierdie verdikkings is slegs aan die onderkant van die x/y- vlak en die onderste rande daarvan gelyk met die hoogte van die sparweb. (Kyk figuur (4.3)) Laasgenoemde is op hierdie manier ontwerp om die aanhegting van omtoeekomstige pilone te vergemaklik. Die resultate van die invloed van hierdie verdikkings op die globale styfheid van die spar word in hoofstuk 6 bespreek. Aangesien die spesifieke ontwerp van die fladderopwekker (E. Flutter Exciter) van so 'n aard is dat die meganismes heelwat ruimte benodig in die laaste segment, is die gedeelte van die spar wat deur segment 10 strek, verander om hierdie ruimte te verskaf. Figuur (4.4) toon die aanpassings in die sparvorm wat gedoen is. Bogenoemde aanpassing het egter ander onvoorsiene probleme meegebring. Indien die klaarvervaardigde segmente maklik op die spar moet kan inskuif, beteken dit dat alle ribbe van segmente 1 tot 9 groot genoeg gate moet hê om nie oor segment 10 vas te haak nie. Die ontwerp is dus aangepas, sodat hierdie laaste gedeelte van die spar verwyderbaar en dus afsonderlik van die res van die spar gemasjineer is. Die

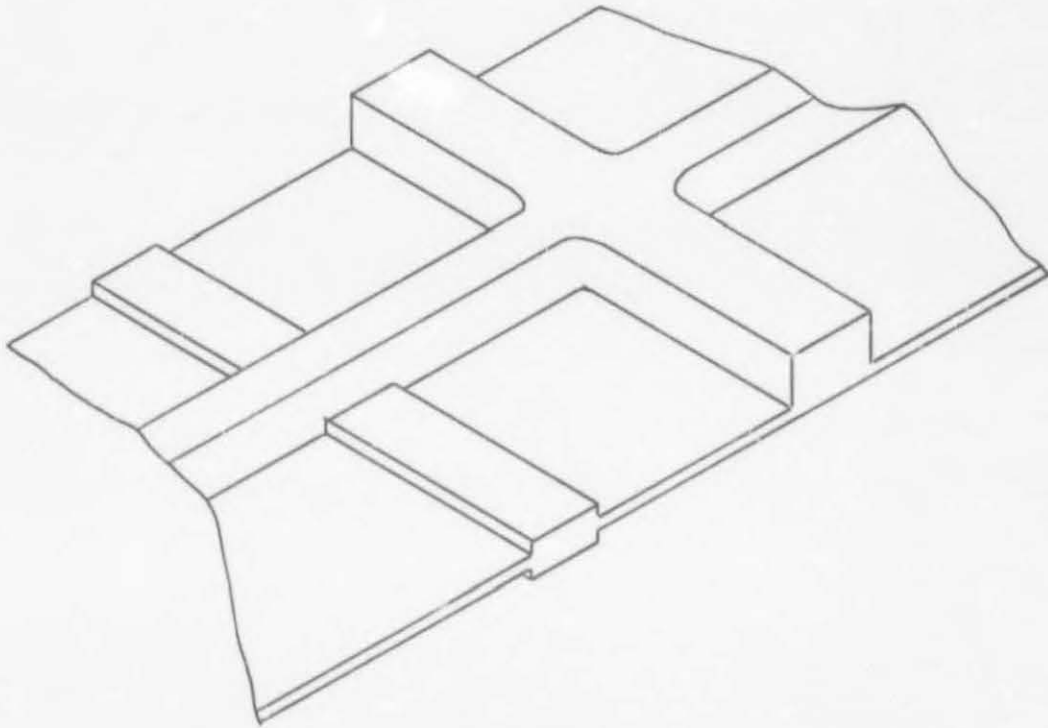


Fig.(4.3) Verdikkings in die sparflens vir segment- en piloonaanhegting

verbinding tussen hierdie gedeelte en die res van die spar is op die eenvoudigste, dog mees funksionele manier gedoen om te verseker dat dit nie die spar verswak nie. Tabel 4.1 bevat die finale sparafmetings vir vervaardiging. Die werkstekening van die spar word in Bylae A getoon.

Tabel 4.1 Finale sparafmetings

y [mm]	a [mm]	b [mm]	c [mm]
0.0	13.29	21.04	115.11
220.0	11.49	16.28	88.55
480.0	7.35	13.91	68.91
835.0	6.36	10.12	50.69
1150.0	6.36	8.03	43.19

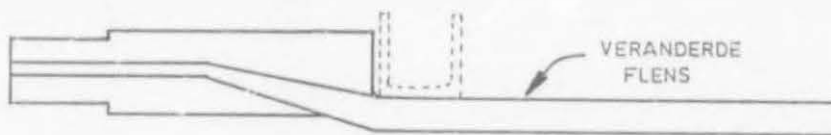


Fig.(4.4) Sparontwerpaanpassing vir segment 10

## 4.2 Segmente en Metaalknippe

Die segmente waarna vroeër verwys is, is hoofsaaklik houtstrukture, soos in figuur (4.5) getoon word en word aan die spar bevestig d.m.v. metaalknippe.

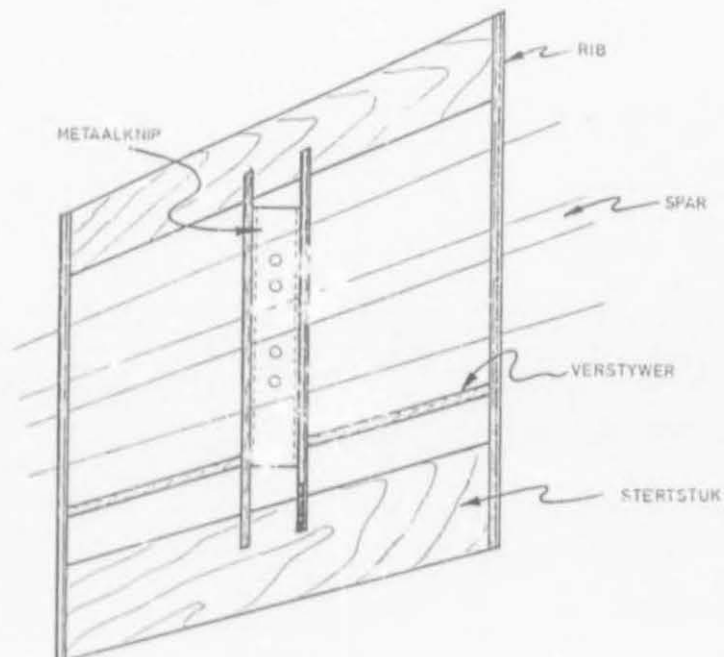


Fig.(4.5) 'n Tipiese vlerksegment

Kragoordrag van segment na spar vind dus net op die koordgewyse lyn plaas waar 'n segment aan die spar geheg is. Die segmente is op so 'n manier langs mekaar geplaas dat hulle onafhanklik van mekaar verplasings kan ondervind, d.w.s. dat daar nie kragoordrag tussen aangrensende segmente kan wees nie. Die belangrikste vereiste waaraan die ontwerp van segmente moet voldoen, is dat dit stewig genoeg moet wees om die genoemde kragte oor te dra aan die spar. Dit verseker ook dat die segmente tot 'n redelike mate as "star" beskou kan word en dat 'n verskynsel van koordgewyse buiging nie in ag geneem hoef te word tydens die fladderanalise nie. Die segmente bestaan almal min of meer uit dieselfde komponente, nl. 3 mm laaghout vir die ribbe, jellutong vir die neus- en stertgedeeltes (solied), balsa-verstywers, balsa vir die binneste dop en 'n dun lagie glasvesel vir die buitenste dop. Voorsiening is gemaak in die vorm van uitgesnyde gedeeltes in die ribbe sodat die voltooië segmente van die punt van die spar af ingeskuif kan word tot op die posisies waar dit aan die spar bevestig kan word. Segmente 9 en 10 het beide verwyderbare deksels sodat die fladderopwekker-meganismes bereik kan word en die bedrading vir die instrumentasie van segment 10 gekoppel kan word. Hierdie deksels word m.b.v. spesiale skroef/insetselsamestellings aan die betrokke segmente bevestig. Figuur (4.6) toon hierdie metode skematies. 'n Samestellingstekening van die model is in Bylae B vervat.

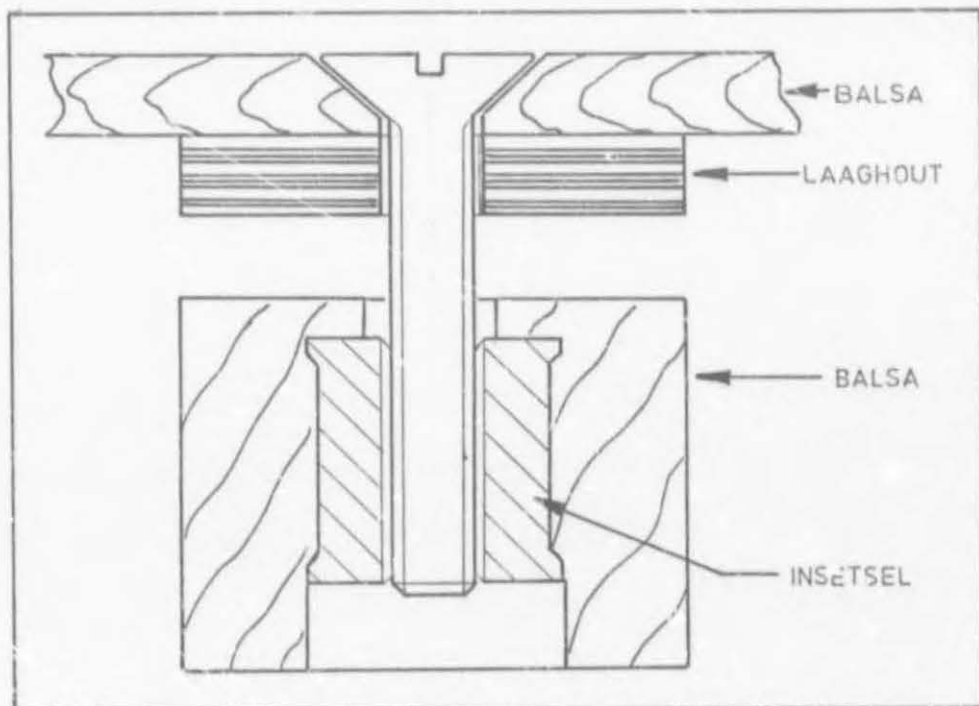


Fig.(4.6) Skematiese voorstelling van die skroef/insetsel-opstelling vir bevestiging van segmentdeksels



Die bovermelde metaalknippe is so ontwerp dat dit maklik gemasjineer kon word en ook dat dit sterk genoeg is om dieselfde kragte hierbo genoem, oor te dra na die spar. Aluminium word vir hierdie onderdele gebruik.

#### 4.3 Fladderopwekker (E. Flutter Exciter)

In die bespreking van fladderteorie in hoofstuk 2 is daar aangedui dat dit teoreties slegs nodig is om  $V_f$  (fladderspoed) te oorskry ten einde die fladderbeweging aan die gang te sit. In die praktyk is dit egter verder nodig om die fladdermeganisme te sneller voordat die selfopwekkende aard daarvan (Kyk § 2.3.2) sal verseker dat die beweging voortduur. Hierdie snelleraksie kan deur windtonnelturbulensie, eksterne impulse, of – soos in hierdie ontwerp gebruik is – 'n fladderopwekker-vlerkie aan die fladdermeganisme voorsien word. Die belangrikste funksie van die fladderopwekker is dus om te verseker dat  $V_f$  nie ongemerk bereik of oorskry word nie. By die fladder beteken dit dat, indien fladder dan wel by 'n spoed heelwat hoër as  $V_f$  geïnduseer sou word, die graad van onstabiele sodanig kan wees dat die model heelwaarskynlik beskadig sal wees voordat korrektiewe stappe gedoen kan word. 'n Fladderopwekker is vir hierdie doel ontwerp en geïnstalleer [16]. Hierdie fladderopwekker bestaan uit drie groepe onderdele, nl.:

- (i) 'n aandrywer in die vorm van 'n elektriese motor waarvan die spoed beheer kan word (vir variasie van opwekkingsfrekwensie) en wat buite die model geleë is;
- (ii) 'n fladderopwekkereenheid – in hierdie geval die klein vlerkie – en
- (ii) die nodige aandrywingsmeganismes, soos 'n buigbare aandryfas a.g.v. die afstand tussen die motor en die genoemde meganismes, die monteringsmeganismes, asook die nodige laers, ens.

Die fladderopwekker waarop daar vir hierdie model besluit is, is van die tipe met die klein vlerkie aan die punt van die modelvlerk (E. Tip Vane Exciter). 'n Meganisme is dus benodig om die vlerkie deur 'n klein hoek ( $2^\circ$ ) te ossilleer. In hierdie geval is 'n roterende, buigbare as en 'n nok-beginsel vir die doel ingespan. Die buigbare as was nodig aangesien dit nie die sparstyfheid noemenswaardig moes verander nie. Hierdie beginsel is gerealiseer in die ontwerp van 'n silindriese, aluminium-bussie wat in 'n Vesconite-glylaer kan roteer. Die buigbare aandryfas word aan die een kant en 'n eksentriese pen aan die ander kant gemonteer. Wanneer die bussie roteer, beweeg hierdie pen 'n kant van 'n swaai-arm heen en weer. Daar is 'n gleuf in hierdie



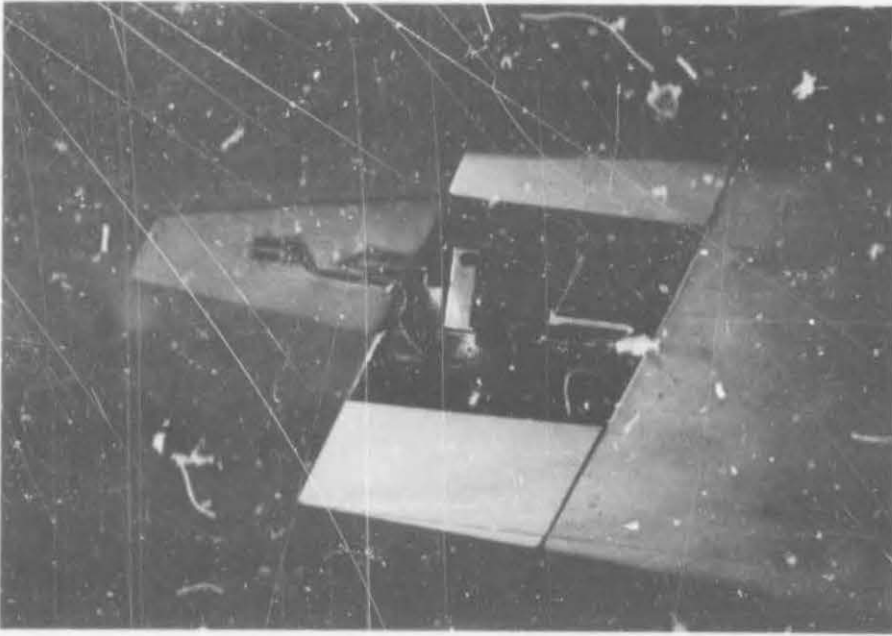


Fig.(4.7) Die aandryfmeganisme van die fladderopwekker in die toetsraam

kant van die swaai-arm gemasjineer waarin die genoemde pen kan gly. In die ander kant van die swaai-arm is daar 'n gat waarin die as van die opwekkervlerkie pas. Wanneer die penkant van die swaai-arm dus heen en weer beweeg, roteer die as van die opwekker-vlerkie deur 'n vasgestelde hoek. Die beweging is nie 'n EHB nie a.g.v. die verandering in krukafstand, maar ossillerende opwekking word nog steeds aan die opwekkervlerkie verskaf wanneer die buigbare as, en dus die bussie, teen 'n bepaalde omwentelingspoed roteer word. Soos genoem, word die rotasie van die opwekkereenheid beperk tot  $\pm 2^\circ$ . In hierdie geval, waar die gemiddelde lengte tussen die pen en die as van die opwekker-vlerkie 20 mm is, is die pen dus 0.7 mm eksentries. Die as van die opwekkervlerkie is nie op die elastiese as van die vlerk geplaas nie om te verseker dat die torsionele komponente van die modelmodusse opgewek word.

#### 4.4 Massavoruitskattings

Dit was noodsaaklik om gedurende die ontwerpsproses massa- en  $I_\alpha$ -vooruitskattings te doen en so voeling met die werklikheid te hou. Daar kan gewoonlik binne 10% akkuraat vooruitgeskat word wat bogenoemde waardes sal wees. Daarvolgens kan

daar tot 'n mate vasgestel word of dit prakties moontlik sal wees om die vlerksegmente te massakalibreer. Dit beteken dat die segmente doelbewus onderontwerp is t.o.v. massa om te verseker dat die korrekte hoeveelheid balanseermassa later bygevoeg kon word ten einde die teikenwaardes te haal wat tydens die teoretiese ontwerp gestel is. Die nodige sagteware is ontwikkel om hierdie

Tabel 4.2 Vooruitgeskatte en teikenwaardes vir segmentmassa en  $-I_{\alpha}$  vóór massabalansering

SEGMENT No	TEIKENWAARDES		GESKATTE WAARDES	
	Massa [g]	$I_{\alpha}$ [g cm <sup>2</sup> ]	Massa [g]	$I_{\alpha}$ [g cm <sup>2</sup> ]
1	523.08	96 555	404.80	55 157
2	606.69	61 040	292.50	26 943
3	467.45	44 395	146.60	15 945
4	361.99	30 480	178.90	11 145
5	333.03	24 996	154.90	8 220
6	315.66	20 436	134.30	5 931
7	275.31	15 521	108.20	3 855
8	264.30	14 157	92.60	2 656
9	230.77	11 690	76.20	1 700
10	221.72	10 560	55.60	1 066

proses te optimaliseer. Die items wat in die analise gebruik is, is die vlerksegmente met elkeen se verskillende onderdele, die metaalknippe en dan ook die spar. Kleiner items soos die knipbout, Helicoils, gom en ander instrumentasie dra 'n klein persentasie by tot massa en  $I_{\alpha}$  en kan derhalwe geïgnoreer word vir die doeleinde van hierdie oefening.

## 4.5 Modelvervaardiging

### 4.5.1 Spar

Die metaalspar soos beskrywe in die voorafgaande ontwerpsproses is op 'n handbeheerde freesmasjien gemasjineer. Die masjineringsproses het uit ses stadiums bestaan:

- (i) Ruwe masjinerie (Ontwerpsafmetings +2mm)
- (ii) Hittebehandeling (200° C vir 2h) vir spanningsverligting
- (iii) Fyner masjinerie (Ontwerpsafmetings +0.2 mm)
- (iv) Hittebehandeling
- (v) Finale masjinerie en afwerking
- (vi) Finale hittebehandeling

Figuur (4.8) toon die metaalspar ná masjinerie.

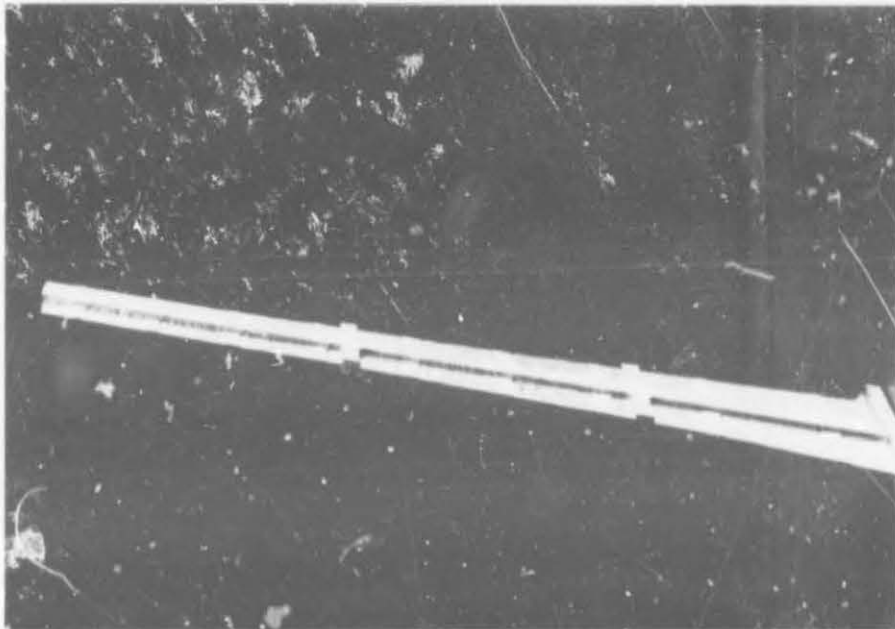


Fig.(4.8) Finale metaalspar

#### 4.5.2 Segmente en Metaalknippe

Die vervaardiging van die vlerksegmente het kortliks die uitsny van die ribbe, die passing daarvan op die fopspar, die maak van die neus- en stertgdeeltes van elke segment en die vorming daarvan, die maak van die doppe en laastens die oortrek van elke segment met 'n dun lagie glasvesel behels.

Die segmente is gebou en grotendeels gevorm terwyl dit aan 'n fopspar gemonteer of geklamp was. Hierdie fopspar is 'n metaalplaat wat dieselfde planvorm as die werklike spar het, met die gate vir die knippe daarin geboor op dieselfde posisies as waar dit in die werklike spar voorkom. Dit het dus tydelik as plaasvervanger gedien totdat die werklike spar gefinaliseer was. Figuur (4.12) toon die fopspar in posisie

'n paar ribbe daaraan. Daar was ook spaseerders om die segmente op die regte wydte van mekaar te posisioneer en om die fopspar te ondersteun.



Fig.(4.9) Vier tipiese metaalknippe

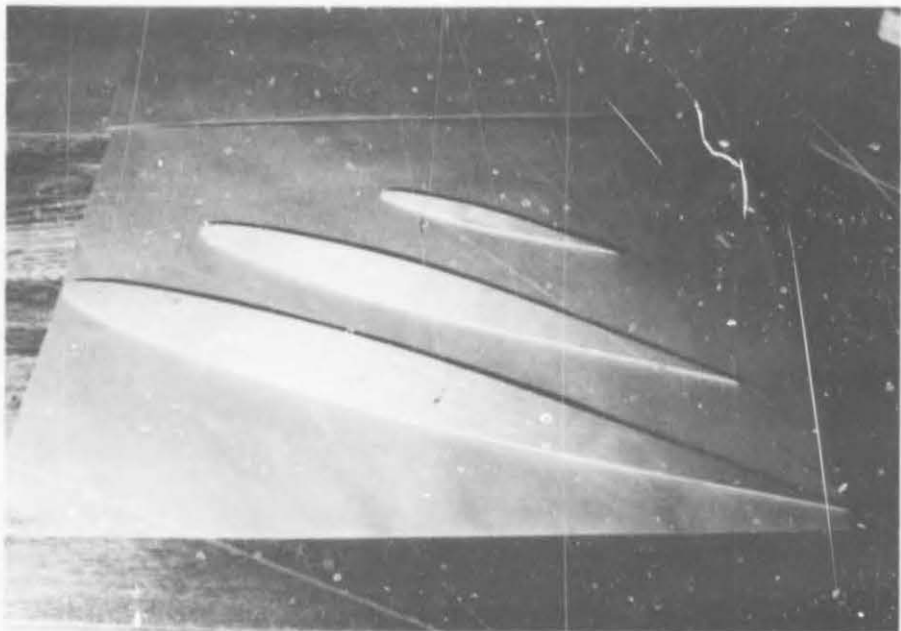


Fig.(4.10) Drie van die laaghoutribbe



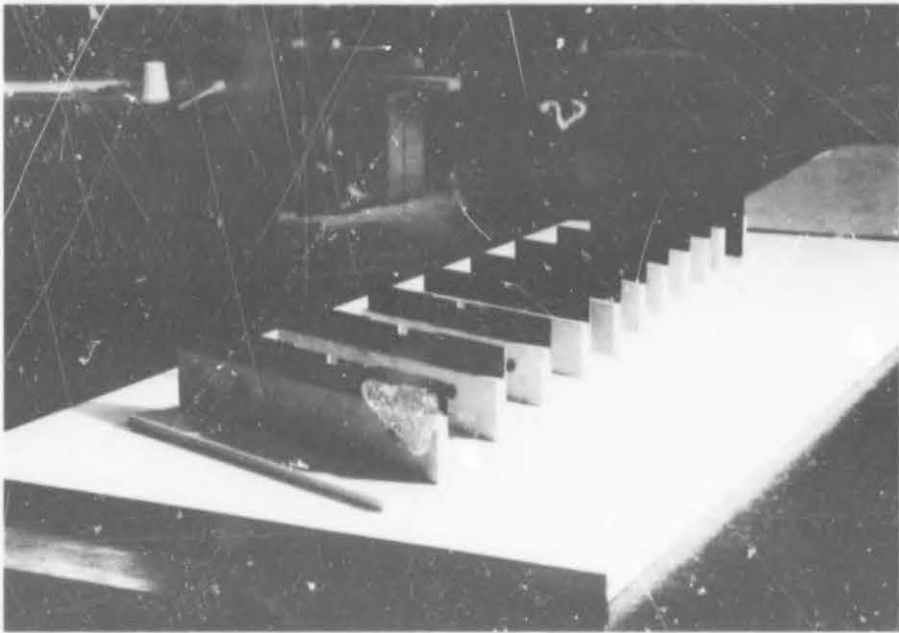


Fig.(4.11) Segmentspasieerders op die boubord

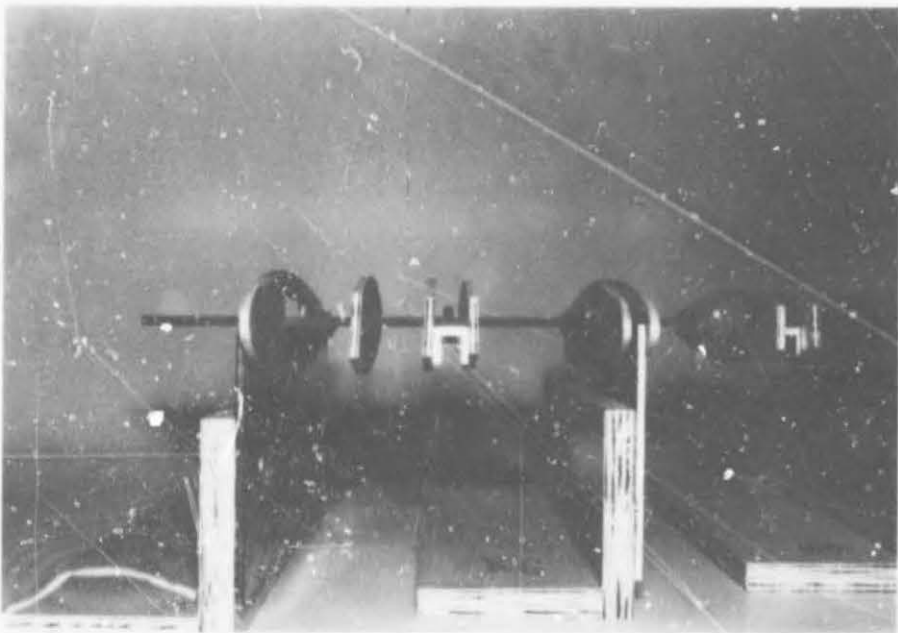


Fig.(4.12) Ribbe van segment 1 op die fopspar met metaalknip in posisie

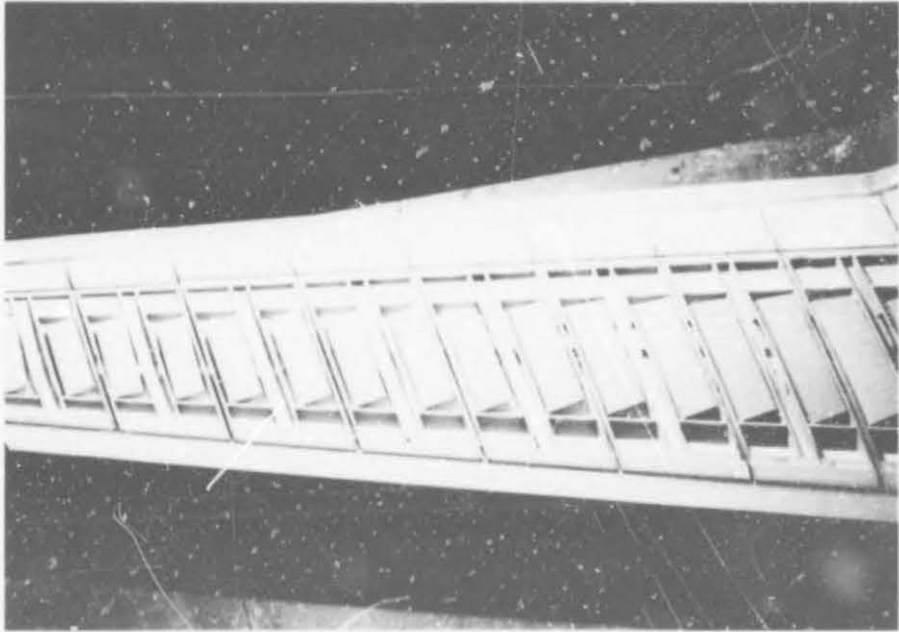


Fig.(4.13) Vlerksegmente onder konstruksie

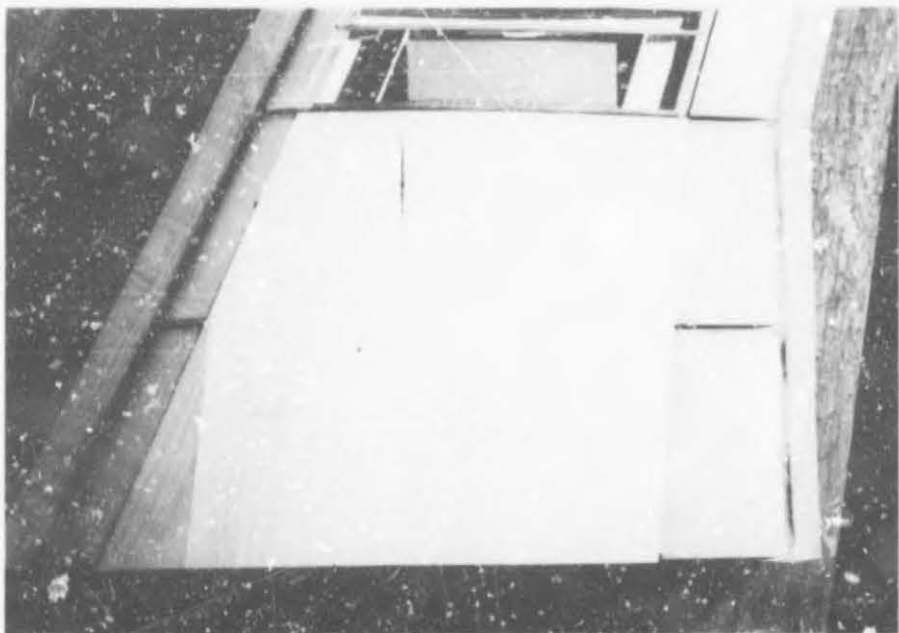


Fig.(4.14) Gefinaliseerde vlerksegmente

## 5 MODELKALIBRERING

Na afloop van die vervaardigingsproses was daar verskille tussen die traagheidseienskappe van die fisiese model en die ontwerpseienskappe. Dit was dus nodig om gepaste kalibreringstappe te doen om sover moontlik die afwykings te neutraliseer. Die genoemde traagheidseienskappe is die massa  $M$ , die swaartepuntposisie in die  $x$ -rigting  $CG_x$  en die massatraagheidsmoment  $I_a$  van elke segment om 'n as parallel aan die  $y$ -as en deur die geometriese middelpunt daarvan. Balanseermassas is op bepaalde posisies in elke segment aangebring om hierdie eienskappe in ooreenstemming te bring met die teoretiese teikenwaardes. Ná afloop van vervaardiging is ook die styfheidseienskappe eksperimenteel bepaal, sodat die eindige element-model opgedateer kon word. Die moontlikheid om die styfheidseienskappe van die spar te verander is in hierdie geval skraal vanweë die spesifieke vorm van die spar.

### 5.1 Massakalibrering

Uit die ontwerpseienskappe was daar spesifieke teikenwaardes vir die genoemde traagheidseienskappe (Sien tabel 4.2). Daar is gekies dat die teikenmassa van elke segment vir die doel van kalibrering groter as die vervaardigingsmassa was. Die verskil in massa is vervolgens deur die toevoeging van balanseermassas  $M_b$  opgemerk, waar

$$M_b = M_t - M_0 - M_{spar} \quad (5-1)$$

met

$M_t$	die teikenmassa
$M_0$	die ongebalanseerde segmentmassa
$M_{spar}$	die massa van daardie gedeelte van die spar in die segment

$M_0$  is met behulp van 'n digitale skaal bepaal, terwyl  $M_{spar}$  benaderd bereken is.  $M_b$  het uit (5-1) gevolg. Tabel 5.1 toon die resultate van bogenoemde berekeninge.

Die bepaling van die balanseer-massatraagheidsmoment  $I_{a_b}$  hang saam met  $CG_{x_b}$ , die swaartepunt van die balanseermassa  $M_b$ , soos in (5-5) getoon word. Figuur (5.1) toon die uitleg van die massa-posisies skematies. Indien die posisie van die swaartepunt van die ongebalanseerde segment  $CG_{x_0}$  'n afstand  $X_0$  groter as die

teikenwaarde (dié van  $CG_{xt}$ ) was, moes die posisie van die balanseermassa ( $CG_{xb}$ ) 'n afstand  $X_b$  kleiner as dié van  $CG_{xt}$  wees.

Tabel 5.1 Resultate van die massaberekeninge

Segment Nr.	Segmentmassa [g]			
	$M_t$	$M_0$	$M_{spar}$	$M_b$
1	923.1	383.8	258.0	281.2
2	606.7	271.3	104.1	231.3
3	467.5	212.3	106.1	149.1
4	362.0	180.6	54.8	126.6
5	333.0	158.1	46.4	128.5
6	315.7	143.0	56.4	116.3
7	275.3	122.8	31.6	121.4
8	264.3	105.2	28.9	130.2
9	230.8	90.3	24.6	109.3
10	221.7	182.5	23.6	15.6

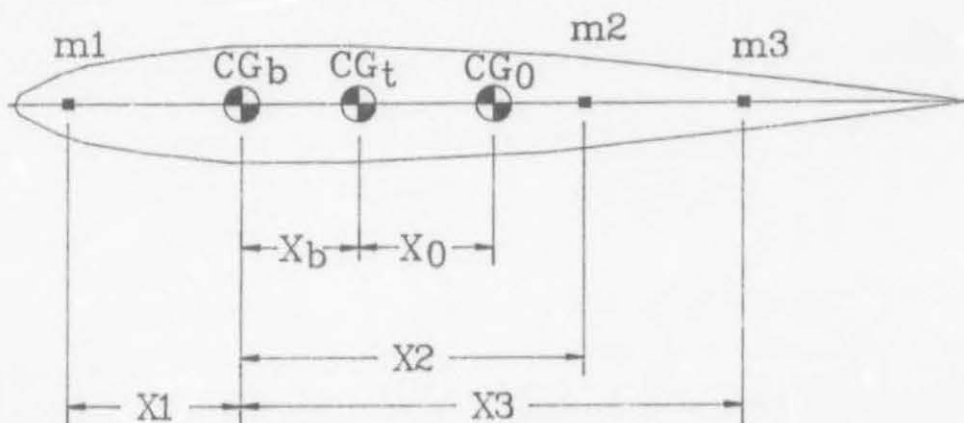


Fig.(5.1) Skematiese uitleg van die balanseermassas in segmentdeursnitvorm

Die afstand  $X_b$  is soos volg bereken :

$$X_b = \frac{M_0}{M_b} X_0 \quad (5-2)$$

en die balanseermassatraagheidsmoment

$$I\alpha_t = I\alpha_0 + I\alpha_{spar} + I\alpha_b + M_b X_b^2 + M_0 X_0^2 \quad (5-3)$$

met

$I\alpha_t$  die teikenwaarde vir die segment-massatraagheidsmoment om die spangewyse as deur  $CG_t$

$I\alpha_0$  die massatraagheidsmoment van die ongebalanseerde segment om sy eie swaartepunt

$I\alpha_{spar}$  die massatraagheidsmoment van die spargedeele in die segment om die spangewyse as deur  $CG_t$

$I\alpha_b$  die balanseermassatraagheidsmoment om die balanseeras

sodat

$$I\alpha_b = I\alpha_t - I\alpha_0 - I\alpha_{spar} - M_b X_b^2 - M_0 X_0^2 \quad (5-4)$$

Indien die teiken-massatraagheidsmoment  $I\alpha_t$  nie ter sprake was nie, kon  $M_b$  sonder meer op posisie  $CG_{x_b}$  geplaas word, maar aangesien  $I\alpha_b$  ook behaal moes word, moes die balanseermassas sodanig geposisioneer wees dat hierdie waardes bereik kon word. Drie massas is vir hierdie doel gebruik, aangesien daar drie voorskrywende vergelykings is (Kyk (5-5)). Die volgende stel vergelykings moes dus gelyktydig bevredig word :

$$\begin{array}{rclcl} M_1 & + & M_2 & + & M_3 & = & M_b \\ x_1 M_1 & + & x_2 M_2 & + & x_3 M_3 & = & 0 \\ x_1^2 M_1 & + & x_2^2 M_2 & + & x_3^2 M_3 & = & I\alpha_b \end{array} \quad (5-5)$$

onderhewig aan die beperkings

$$\begin{array}{rcl} M_i & > & 0 \\ -x_{1max} & < & x_1 < 0 \\ -x_{1max} & < & x_2 < x_{3max} \\ 0 & < & x_3 < x_{3max} \end{array} \quad (5-6)$$

met

$M_i$  die puntmassa wat ooreenstem met posisie  $x_i$

$x_i$  die posisie waar puntmassa  $M_i$  in die segment bevestig is



Die waardes  $x_{1\max}$  en  $x_{3\max}$  verteenwoordig die maksimum fisiese afstande in elke segment groter en kleiner as  $CG_{x_0}$  onderskeidelik.  $CG_{x_0}$  is bepaal deur elke segment afsonderlik op 'n mespunt (E. Knife Edge) te balanseer in twee rigtings, lyne te bepaal waar die segment balanseer en daarna die snypunt van laasgenoemde lyne te bepaal.

Die drie vergelykings (5-5) en vier beperkings (5-6) beskryf dus 'n probleem in ses onbekendes, wat beteken dat 'n unieke oplossing nie bestaan nie. Dit was vervolgens nodig om die beste oplossing vir die bostaande probleem te soek, aangesien dit nie gewaarborg was dat al die vergelykings in die oorspronklike probleem (5-5) bevredig sou kon word nie. Van die drie hoofvergelykings, nl. massabehoud, statiese onbalans en behoud van massatraagheidsmoment, was laasgenoemde die minder kritieke een i.t.v. die invloed daarvan op die uiteindelijke fladdereienskappe van die model (Kyk hoofstuk 3). Daar is toe besluit om prioriteit aan die ander twee vergelykings te gee tydens die oplosproses en 'n optimaliseringsprobleem is geformuleer met die massatraagheidsmoment-vergelyking nie vasgepen nie.  $I\alpha_b$  is in (5-5) met  $I\alpha_a$  vervang en die volgende funksie geminimaliseer :

$$f(I\alpha_a) = |I\alpha_a - I\alpha_b| \quad (5-7)$$

waar

$I\alpha_a$  'n op veranderlike wat gebruik is in die optimaliseringsproses

$I\alpha_b$  voorgeskryf deur (5-4)

Die oplossing van bogenoemde optimaliseringsprobleem bevat dus optimum waardes vir  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $M_3$ ,  $x_1$ ,  $x_2$  en  $x_3$ . Die algemene oplosprogram vir nie-lineêre vergelykings EUREKA is gebruik om die bogemelde optimaliseringsprobleem op te los. Tabela 5.2 en 5.3 bevat die betrokke waardes wat op hierdie probleem van toepassing was.

Uit tabelle 5.2 en 5.3 kan gesien word dat  $I\alpha_b$  nie in alle gevalle bereik kon word met die beskikbare  $M_b$  nie. Dit was as gevolg van die feit dat 'n swaarder konstruksie van segmente gebruik is as wat in die ontwerp voorsien is.

Die bepaling van die massatraagheidsmoment van die ongebalanseerde segment  $I\alpha_0$  is met behulp van 'n driebeen-pendulum (E. Trifilar Pendulum) gedoen. Figuur (5.2) toon 'n skematiese voorstelling van so 'n pendulum.

Tabel 5.2 Waardes vir optimaliseringsprobleem

Segm. Nr.	$I\alpha_t$ [g cm <sup>2</sup> ]	$I\alpha_0$ [g cm <sup>2</sup> ]	$I\alpha_{spar}$ [g cm <sup>2</sup> ]	$X_0$ [cm]	$X_b$ [cm]	$I\alpha_b$ [g cm <sup>2</sup> ]
1	96 555	60 439	2 950.0	5.0	-5.7	32 432
2	61 040	32 764	599.1	0.0	0.0	28 276
3	44 395	19 411	514.1	-0.5	0.6	24 855
4	30 480	13 902	218.5	-0.5	0.7	16 469
5	24 996	10 178	173.1	0.0	0.0	14 818
6	20 436	7 626	185.2	0.0	0.0	12 810
7	15 521	5 509	87.9	0.0	0.0	10 011
8	14 157	4 114	77.0	0.0	0.0	10 043
9	11 690	4 052	55.8	0.0	0.0	7 638
10	10 560	5 005	0.0	0.0	0.0	5 555

Tabel 5.3 Resultate van optimaliseringsprobleem

Segm. Nr.	$M_1$ [g]	$M_2$ [g]	$M_3$ [g]	$x_1$ [cm]	$x_2$ [cm]	$x_3$ [cm]	$f(I\alpha_a)$ [g cm <sup>2</sup> ]
1	216.9	25.1	39.1	-5.8	20.0	19.6	0 000
2	129.8	50.0	51.5	-9.8	15.5	15.5	0 000
3	78.1	71.0	0.0	-10.0	1.0	9.0	8 454
4	63.3	61.5	1.8	-10.0	10.0	10.0	3 808
5	65.5	65.0	0.9	-9.5	9.0	9.0	3 830
6	54.7	60.6	0.9	-9.0	8.0	8.0	4 436
7	56.7	63.0	1.8	-8.0	7.0	7.0	3 231
8	65.1	64.0	1.1	-7.0	7.0	7.0	3 663
9	64.0	45.3	0.0	-7.0	6.5	6.5	7 638
10	0.0	0.0	0.0	-6.5	6.0	6.0	5 555

Elke segment is op sy binneboord-sy met  $CG_{x_0}$  vertikaal bokant die swaartepunt van die pendulum geplaas. 'n Klein rotasie-verplasing is aan die pendulum gegee en daarna losgelaat vir vrye rotasie-ossillasies. Die tydsduur van 'n aantal ossillasies is met behulp van 'n stophorlosie bepaal sodat die periode van die ossillasies bereken kon word. Drie of meer lesings is vir elke segment geneem om goeie gemiddelde lesings te verskaf. Die waarde van  $I\alpha_0$  is soos volg [17] bereken :

$$I\alpha_0 = K_p (M_p + M_0) t^2 - I\alpha_p \quad (5-8)$$

met

$K_p$	die pendulumkonstante
$M_p$	die massa van die pendulum
$t$	die periode van een ossillasie
$I_{\alpha_p}$	die massatraagheidsmoment van die pendulum

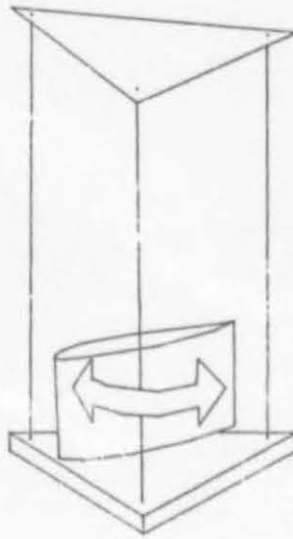


Fig.(5.2) Skematiese voorstelling van 'n driebeen-pendulum

$K_p$  en  $I_{\alpha_p}$  is vooraf bereken deur twee kalibreringsmassas  $M_1$  en  $M_2$  met bekende massatraagheidsmomente  $I_{\alpha_1}$  en  $I_{\alpha_2}$  in vergelyking (5-8) te gebruik en die stelsel van twee vergelykings op te los waarin  $K_p$  en  $I_{\alpha_p}$  die afhanklike veranderlikes was.

Die massabalausering van die model het kortliks behels dat loodmassas, soos in tabel 5.3 bepaal, in die segmente aangebring is. Dit is op so 'n wyse bevestig dat dit maklik verwyderbaar is om meer veelsydigheid aan die model te verskaf. Gevolglik kan die traagheidseienskappe van die model in die toekoms met min moeite verstel word. Die spar en segmente is ná afloop van die kalibreringsproses geweeg ten einde die totale massa van die volledige model te bepaal. Tabel 5.4 toon die resultate van bogenoemde oefening.

Hoewel die teikenmassa van die model oorskry is, was dit grootliks te wyte aan die sparbasis wat nie in die massaberekeninge tydens ontwerp in ag geneem is nie. Die basis is egter in die vlerkwortel en speel dus nie 'n belangrike rol in die dinamiese

Tabel 5.4 Resultierende modelmassa

Segment Nr.	Massa [g]	Kommentaar
1	673.4	-
2	505.6	-
3	350.6	-
4	308.1	-
5	286.9	-
6	255.6	-
7	239.2	-
8	224.1	-
9	197.1	-
10	185.5	Met sparpunt & opwekker
Spar	1097.2	Met dryfas
Totaal	4 317.30	7.93 % Fout

gedrag van die model nie. 'n Voorbeeld van gekalibreerde segmente word in figuur (5.3) getoon.

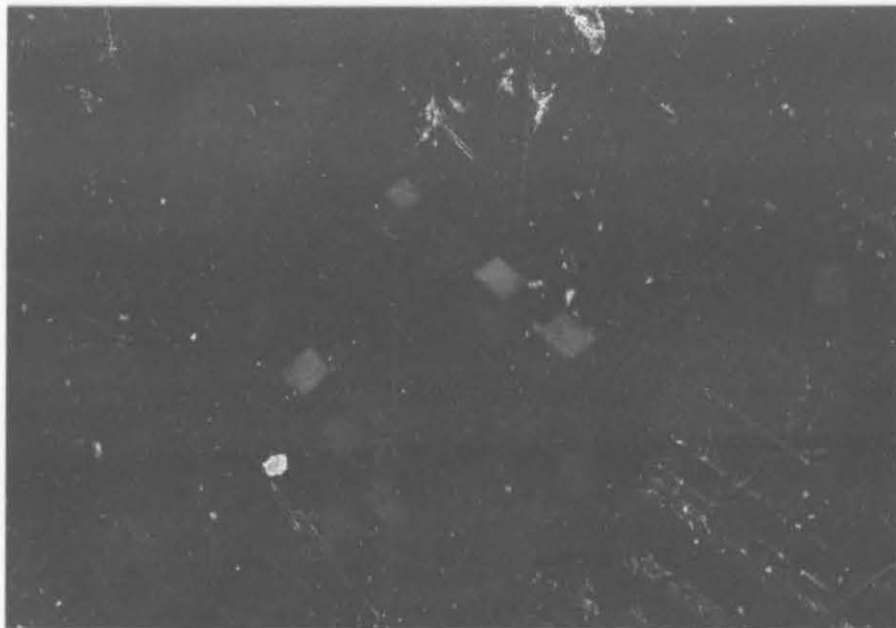


Fig.(5.3) Gebalanseerde segmente in die model



## 5.2 Sparstyfheidskalibrering

Die spar is gekalibreer om die finale torsionele en transversale buigstyfheid daarvan te bepaal, soos wat dit vanaf masjinerie ontvang is. Hierdie data is gevolglik gebruik om die eindige elementmodel op te dateer om uiteindelik weer 'n nuwe fladdervoorspelling te doen. Let wel dat "kalibrering" in hierdie geval nie soos in die voorafgaande gedeelte op 'n verandering in die modelienskappe dui nie, maar slegs op die eksperimentele bevestiging van die teoretiese voorspelde waardes.

### 5.2.1 Buigstyfheidskalibrering

Figuur (5.4) toon skematies die opstelling van die buigstyfheidskalibrering. Die spar is vertikaal aan sy basis vasgekleem en 'n suiwer transversale belasting is op die sparpunt aangewend. Klein spieëltjies is op bepaalde spangewyse posisies op die spar aangebring. Twee 5 mW lasers is gebruik om die teruggekaatste ligbeelde vanaf twee opeenvolgende sparposisies op die oorsaande muur van die kalibreringslokaal te verkry. Inkrementele belasting is aangewend en die inkrementele verplasinge  $\Delta_i$  en  $\Delta_{i+1}$  van die weerkaatste ligbeelde gemonitor, waar  $i$  en  $i+1$  na stasies  $i$  en  $i+1$  op die spar onderskeidelik verwys. Die belasting is gevolglik weer inkrementeel verwyder en

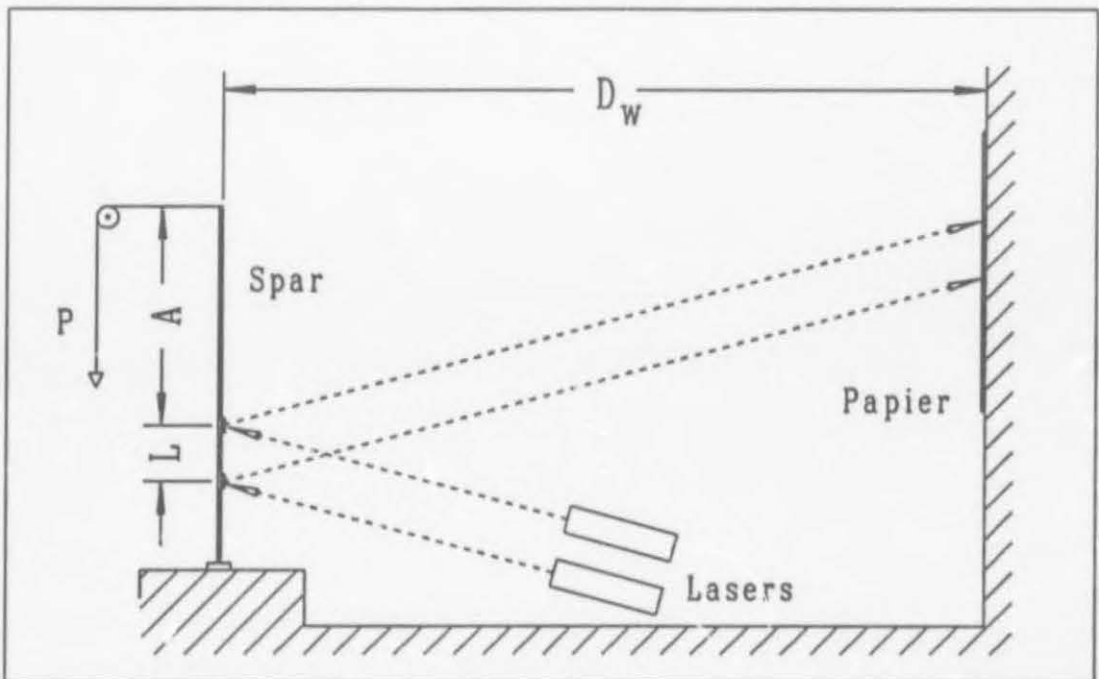


Fig.(5.4) Skematiese opstelling vir die bepaling van die tansversale buigstyfheid van die modelspar



die verplasings gekontroleer om die histerese in die stelsel te bepaal. Die gemiddelde waarde van die inkrementele verplasings is bereken om goeie resultate te verseker.

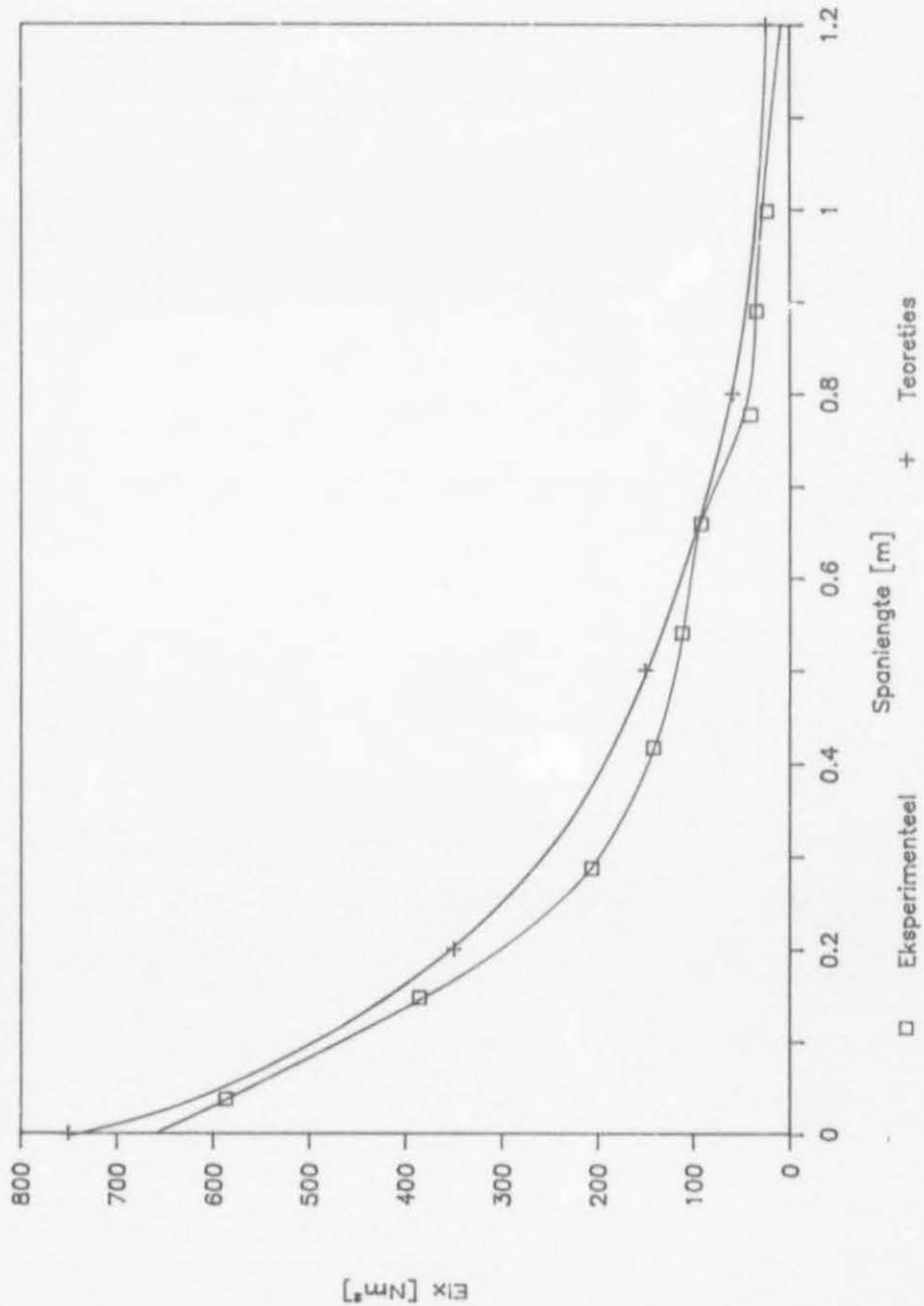


Fig.(5.5) Vergelyking van teoretiese en fisiese  $EI_x$ -verspreiding

Die berekening van die buigstijfheidswaarde behels die bepaling van die volgende parameters :

$$\theta = \frac{\Delta d}{2PD_w} \quad (5-9)$$

met

- $\theta$  die hockverplasing per eenheidskrag [ $\text{rad N}^{-1}$ ]
- $\Delta d$  die verskil tussen die gemiddelde  $\Delta$ 's van twee opeenvolgende stasies [m]
- $P$  die belastinginkrement [N]
- $D_w$  die afstand van die spieëltjies na die muur [m]

waaruit volg

$$EI_x = \frac{\left[ \frac{L^2}{2} + AL \right]}{\theta} \quad (5-10)$$

met

- $EI_x$  die verlangde transversale buigstijfheid [ $\text{Nm}^2$ ]
- $L$  die afstand tussen twee spieëltjies in die paar [m]
- $A$  die afstand tussen lasaanwendingspunt en eerste spieëltjie in die paar [m]

Die vergelyking van die teoreties voorspelde en fisiese transversale buigstijfheid word in figuur (5.5) getoon.

### 5.2.2 Torsionele stijfheidskalibrering

Dieselfde opstelling as vir die buigstijfheidskalibrering is in hierdie geval gebruik, behalwe dat 'n torsionele belasting aangewend is. Die resultate van hierdie eksperiment is ook in tabel 5.5 vervat. Figuur (5.6) toon die opstelling vir die bepaling van die torsionele stijfheid van die spar.

Soortgelyke berekeninge vir die bepaling van die torsionele stijfheid vanaf die eksperimentele verplasingsmetings word gedoen.

$$\theta = \frac{\Delta d}{2D_w} \quad (5-11)$$

met

- $\theta$  die hoekverplasing [rad]  
 $\Delta d$  die verskil tussen die gemiddelde  $\Delta$ 's van twee opeenvolgende stasies [m]  
 $D_w$  die afstand van die spieëltjies na die muur [m]

en

$$T = P d_r \quad (5-12)$$

met

- $T$  die inkrementele aangewende torsie [N m]  
 $P$  die belastinginkrement [N]  
 $d_r$  die lengte van momentarm [m]

$$GJ = \frac{L T}{\theta} \quad (5-13)$$

met

- $GJ$  die verlangde torsionele styfheid [N m<sup>2</sup>]  
 $L$  die afstand tussen twee spieëltjies in die paar [m].

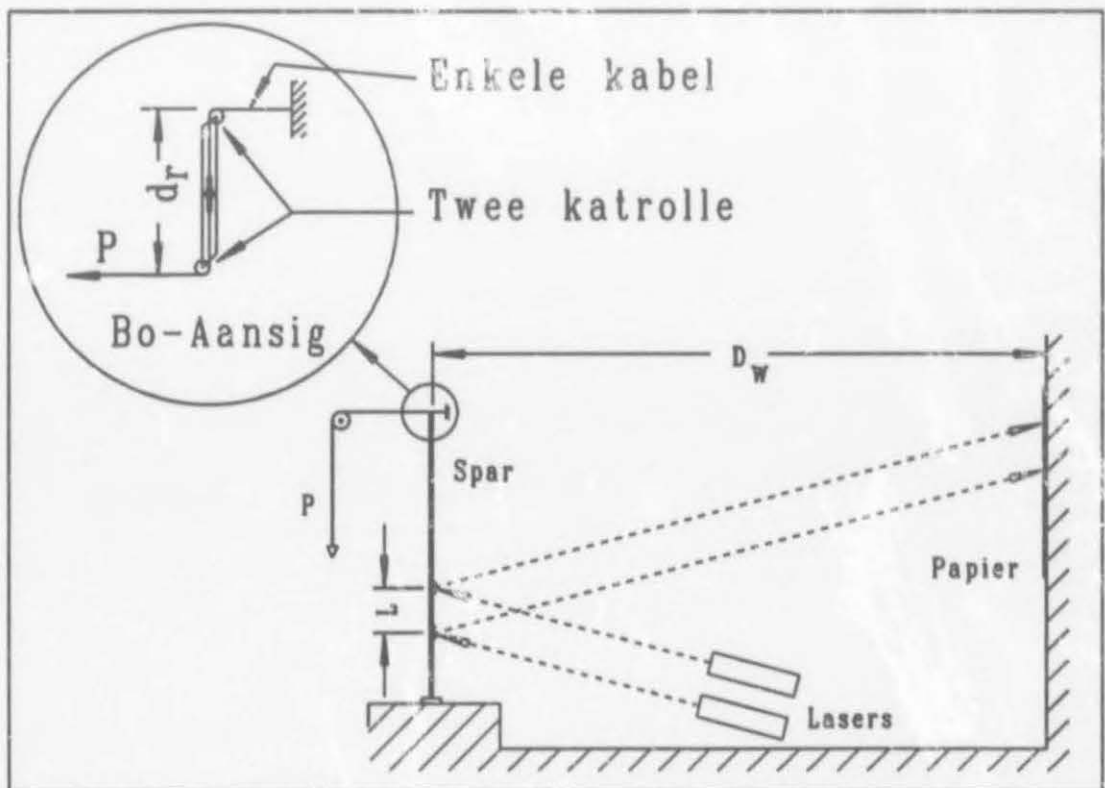


Fig.(5.6) Skematiese opstelling vir die bepaling van die torsionele styfheid van die modelspar

Figuur (5.7) toon die grafiese vergelyking van die teoretiese en fisiese torsionele styfheidsverspreiding.

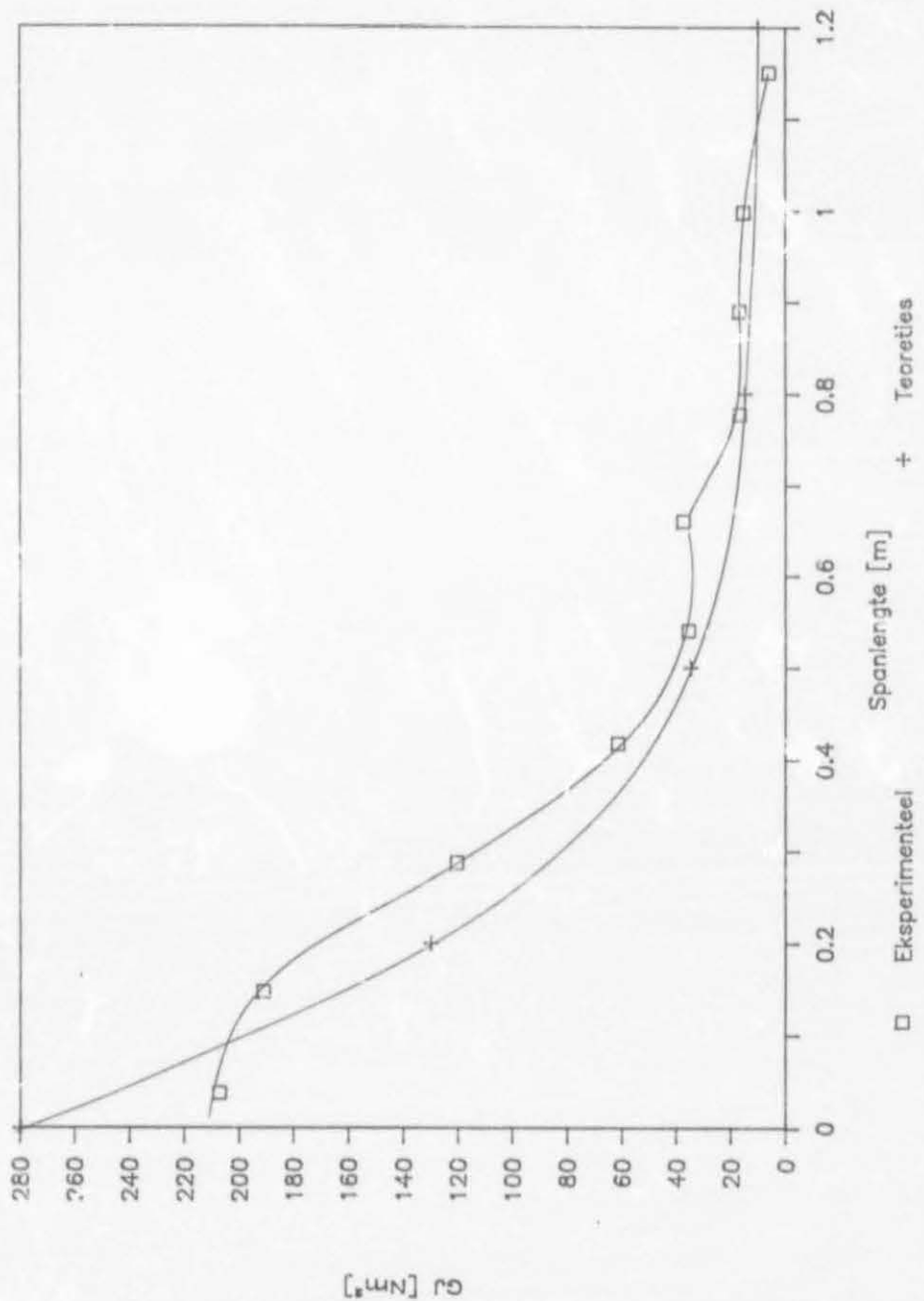


Fig.(5.7) Vergelyking van teoretiese en fisiese GJ-verspreiding

Tabel 5.5 Opsomming van die  $EI_x$ - en  $GJ$ -spareienskappe

Y [m]	Teoreties		Eksperimenteel		$EI_x$ $GJ$ Verskil [%]	
	$EI_x$ [Nm <sup>2</sup> ]	$GJ$ [Nm <sup>2</sup> ]	$EI_x$ [Nm <sup>2</sup> ]	$GJ$ [Nm <sup>2</sup> ]		
0.038	646.2	244.2	587.0	207.1	-9	-15
0.148	423.2	160.5	385.0	191.0	-9	+19
0.288	260.6	89.5	206.6	120.4	-20	+35
0.418	181.6	50.2	141.9	61.5	-22	+23
0.540	137.1	29.6	111.8	35.7	-18	+21
0.660	102.0	19.5	92.3	37.6	-10	+93
0.778	66.8	15.4	41.3	17.0	-38	+10
0.890	52.1	14.0	35.0	16.9	-33	+21
0.998	42.7	13.2	24.1	15.5	-44	+17

### 5.3 Opgedateerde Eindige Elementanalise

Nadat die modelkalibrering gedoen is, is hierdie eksperimentele data gebruik om die eindige elementmodel op te dateer en 'n nuwe struktuurdinamiese analise te doen. Die resultate was soos volg :

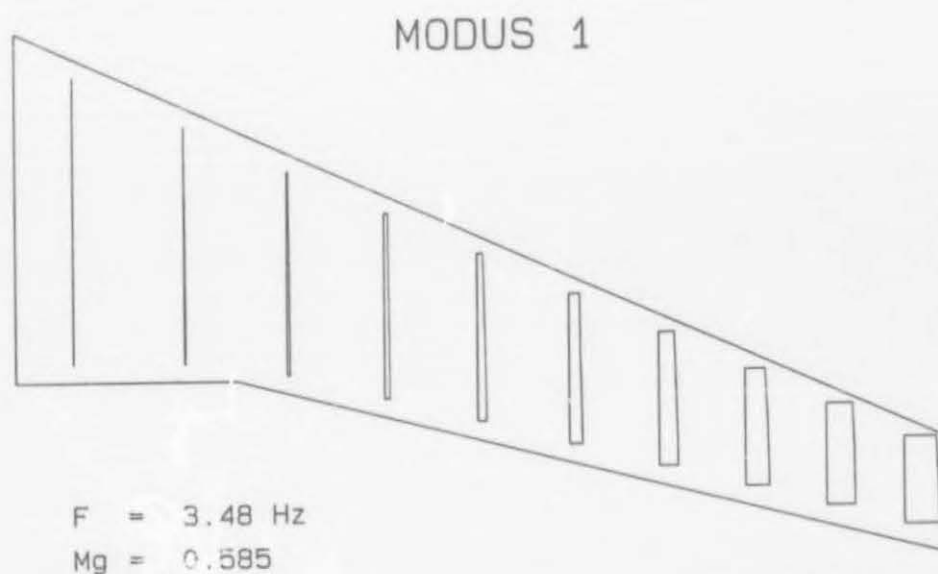


Fig.(5.8) Modus 1 vanaf opgedateerde eindige elementmodel



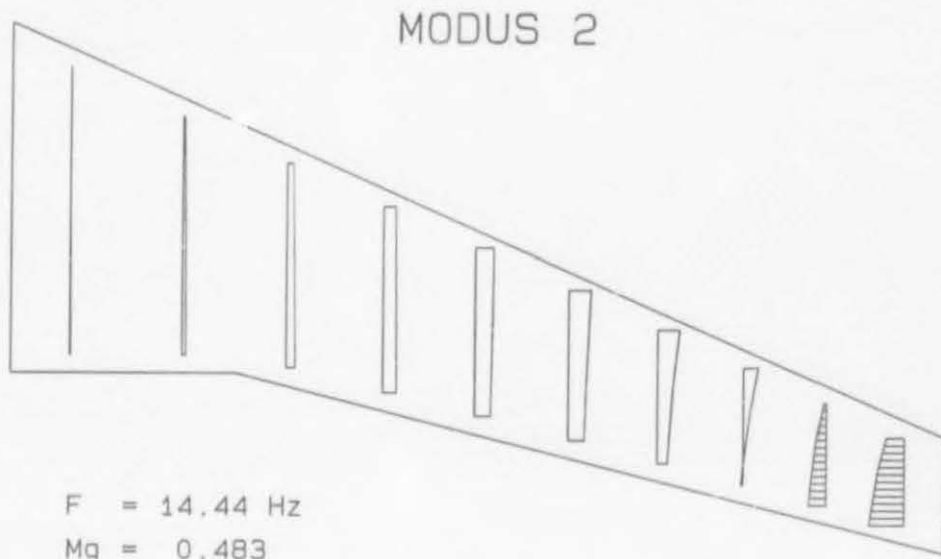


Fig.(5.9) Modus 2 vanaf opgedateerde eindige elementmodel

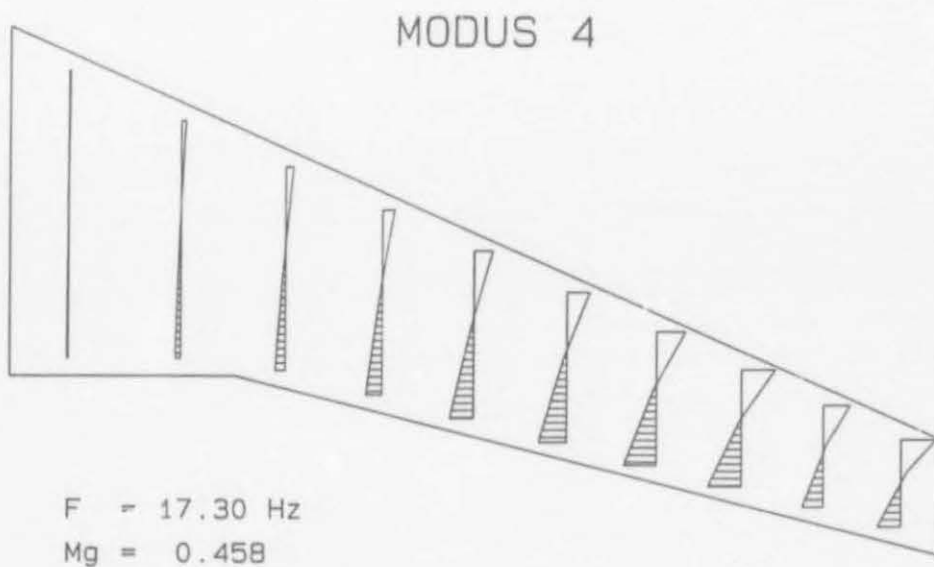


Fig.(5.10) Modus 4 vanaf opgedateerde eindige elementmodel  
(Modus 3 is invlakbuiging)

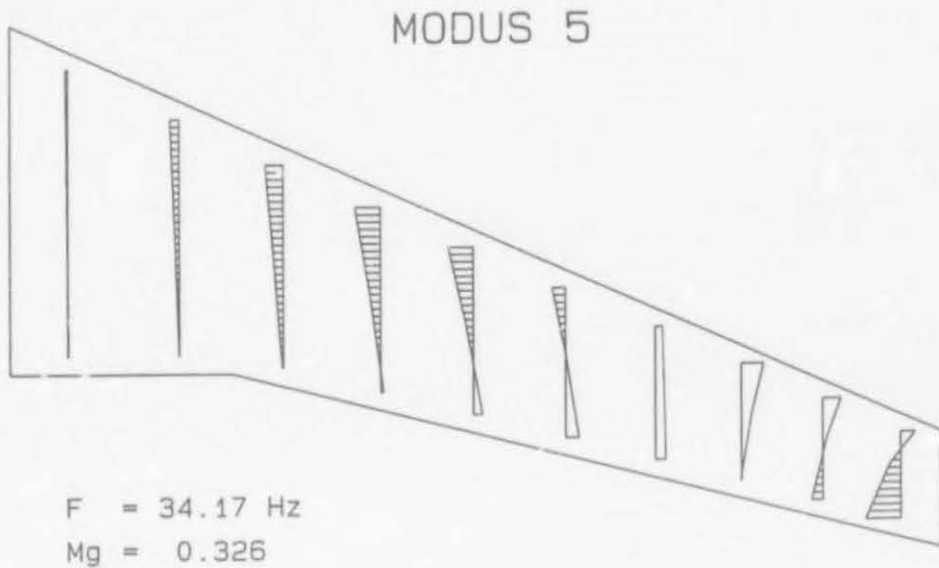


Fig.(5.11) Modus 5 vanaf opgedateerde eindige elementmodel

#### 5.4 Fladderanalise gebaseer op opgedateerde eindige elementmodel

Figuur (5.12) toon die fladdervoorspelling gebaseer op die struktuur-dinamiese eienskappe van die opgedateerde eindige elementmodel.

#### 5.5 Vibrasie-analise

##### 5.5.1 Doel

'n Grondvibrasietoets (GVT) (E. Ground Vibration Test) oftewel eksperimentele modale analise is uitgevoer om die werklike struktuurdinamiese eienskappe van die fisiese model te bepaal, d.w.s. die natuurlike frekwensies en gepaardgaande modusvorms, strukturele dempingswaardes en modale massas. Die resultate van die GVT kon vervolgens gebruik word om met die teoreties voorspelde struktuurdinamiese eienskappe te vergelyk.

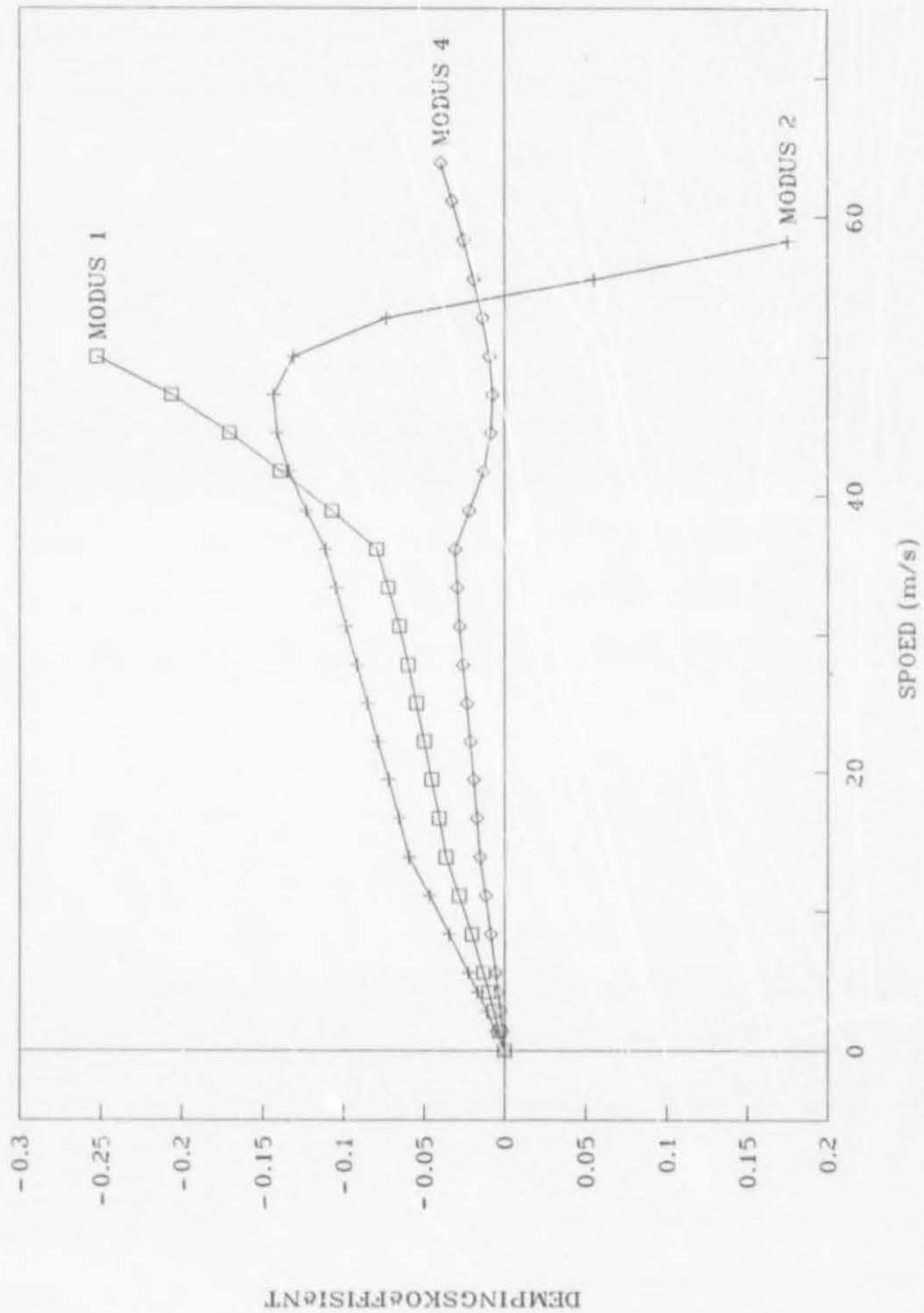


Fig.(5.12(a)) Fladdervoorspellings gebaseer op opgedateerde eindige elementmodel  
Dempingskoëffisiënt teenoor snelheid

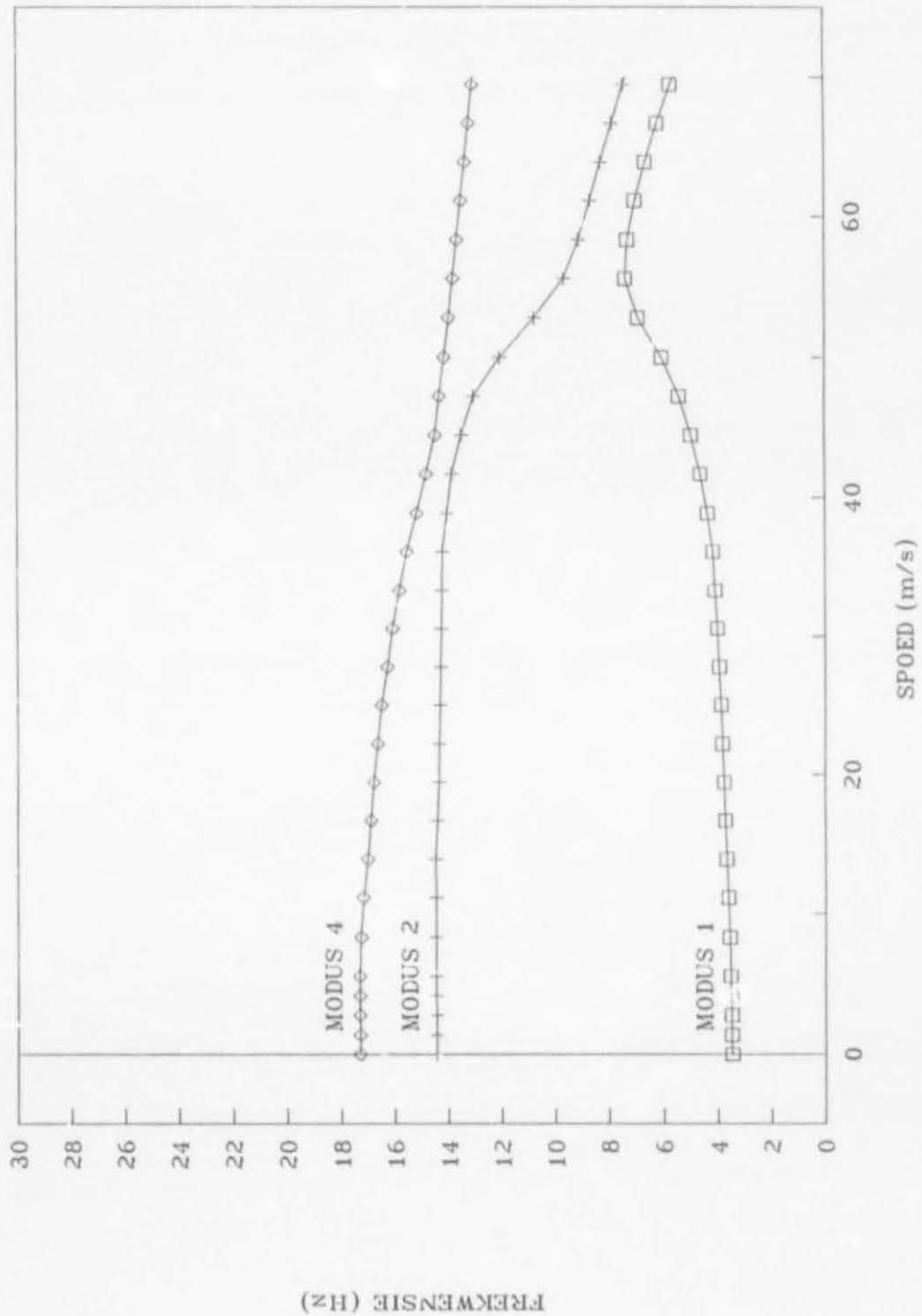


Fig.(5.12(b)) Fladdervoorspellings gebaseer op opgedateerde eindige elementmodel  
Frekwensie vs Snelheid

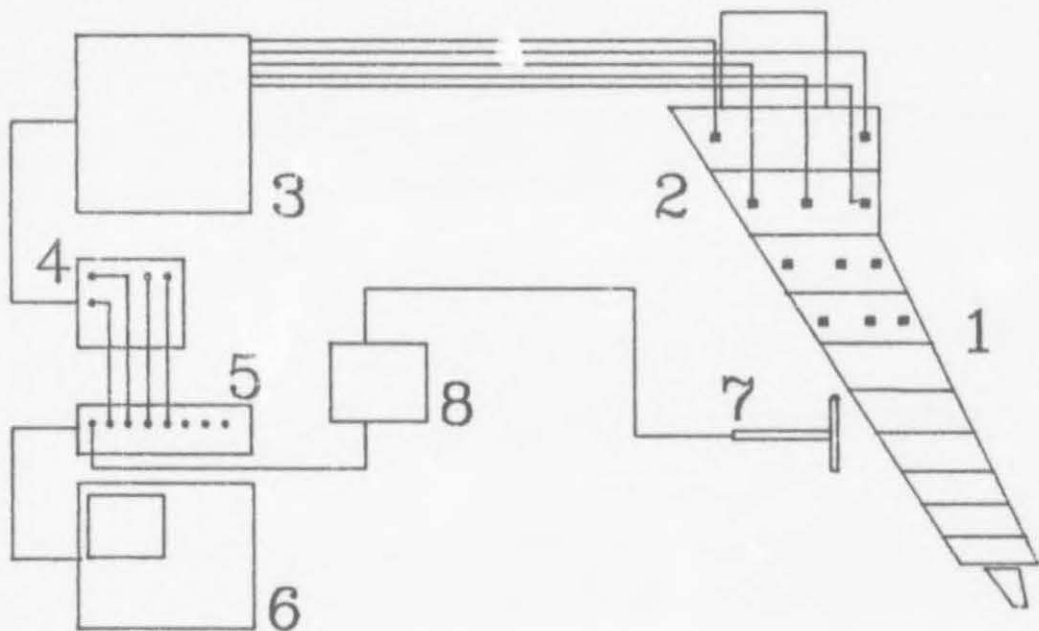


Fig.(5.13) Skematiese voorstelling van die GVT-opstelling

### 5.5.2 Opstelling

Die uitleg word kortliks bespreek met verwysing na figuur (5.13). Die model 1 is "star" gemonteer as 'n kantelbalk op 'n soliede metaalblok. Versnellingsmeters 2, wat elkeen afsonderlik met die Genrad-versterkers 3 verbind is, is op die model aangebring. Van daar af is die seine na 'n verdelingspunt 4 geneem, wat weer met die intreepunte 5 van die 16-kanaal-Genrad 2515-dataversamelaar 6 gekonnekteer is. Die intreekragsein vanaf die hamer 7 en sy versterker 8 is aan kanaal 1 van die dataversamelaar 6 verbind om as verwysingsein te dien vir die berekening van frekwensieweergawefunksies. Figuur (5.14) dui die plasing van die versnellingsmeters op die model aan.

### 5.5.3 Toetsprosedure

Die verlangde dataleërs is vir die dataversamelaar 6 opgestel [18], nl.,



- (i) 'n koördinaatlêer van die versnellingsmeters,
- (ii) 'n verbindingsdatalêer vir grafiese doeleindes,
- (iii) 'n parameterlêer vir die modusparameters,
- (iv) 'n funksielêer vir die FRF's en
- (v) 'n modusvormlêer.

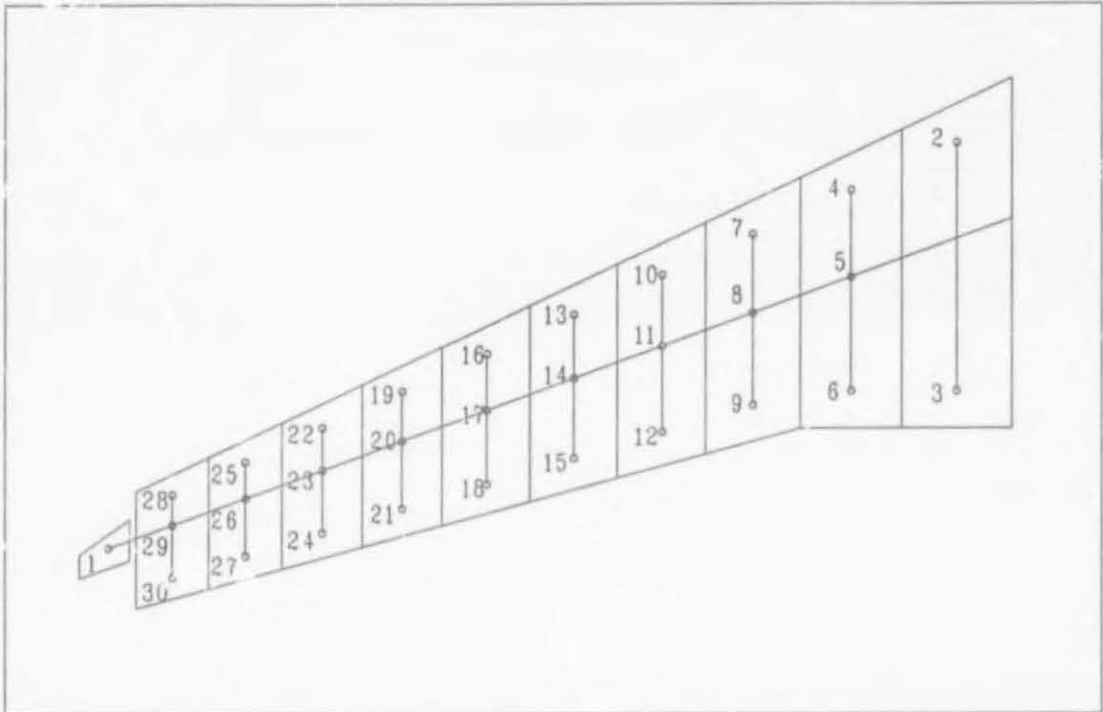


Fig.(5.14) Skematiese uitleg van die versnellingsmeterplasing

Lêers (i) en (ii) is vóór die GVT opgestel, terwyl lêers (iii), (iv) en (v) gedurende die versamelings- en verwerkingsproses van die data ter sprake gekom het.

Aangesien slegs die 1<sup>e</sup> 6 modusse van hierdie model as relevant tot die fladderanalise beskou is en een van die 2<sup>e</sup> of 3<sup>e</sup> modusse die kritieke modus kon wees, is die basisfrekwensiebandwydte (E. Frequency Baseband) beperk tot 64 Hz. Dit het hoë resolusie van die dataversameling verseker. Die afsnyfrekwensie vir bostaande frekwensiebandwydte is 80 Hz. Die versnellingsmeters is vóór die uitvoering van die GVT gekalibreer deur dit op 'n elektrodinamiese opwekker (E. Shaker) te plaas en dit vervolgens by 20 Hz teen 5g versnelling te skud. Elke versnellingsmeter-versterker is vir 1  $Vg^{-1}$  aanwins gekalibreer. Die hamer is ook gekalibreer deur 'n reeds gekalibreerde versnellingsmeter op 'n pendulummasse te monteer en die massa

dan met die hamer te tik. Uit die resulterende FRF kon die kalibreringsfaktor van die hamer bereken word. Die kalibreringsfaktor wat in hierdie geval gebruik is, is  $56 \text{ NV}^{-1}$ . Kalibrering van die hamer het akkurate modale massaberekeninge deur die analiseprogram verseker.

Die versnellingsmeters is met klein stukkies byewas aan die model bevestig, sodat dit maklik weer verwyder kon word. Tydens die dataversamelingsproses is impulstoetsing gebruik (E. Impact Testing). Die model is liggies met die gekalibreerde hamer 7, waarin 'n kragomsetter is, op 'n voorafbepaalde posisie op die model getik, terwyl die dataversamelaar 6 die inligting vanaf die versnellingsmeters 2 en die hamer 7 vir latere verwerking geberg het. Sestien tiktoets-lesings is geneem om 'n goeie gemiddelde lesing te verseker. Aangesien die dataversamelaar in staat is om die inligting van sestien kanale gelyktydig te versamel, is die volledige toets in 2 sessies hanteer met 15 responsiekanale in elke toets. (Die 1<sup>e</sup> kanaal is aan die hamerversterker verbind in beide sessies) Die toetse is sorgvuldig uitgevoer, terwyl oorbelaasting van die responsiekanale vermy is. Dit het dus behels dat elke lesing individueel beoordeel is alvorens dit aanvaar is as deel van die finale stel lesings, of voordat dit verwerp en die lesing herhaal is.

Die versamelde data is vervolgens verwerk ten einde die FRF's daarvan te bepaal, asook die frekwensiespektra van elke versnellingsmeter. Die koherensie van die responsieseiens is ook bepaal, wat 'n aanduiding is van watter gedeelte van die responsie as gevolg van die intree (die impuls van die hamer) plaasvind. Vanaf bogenoemde inligting kon benaderings vir die natuurlike frekwensies en gepaardgaande modusvorms en modusparameters, soos demping en veralgemeende massa, bepaal word. Figuur (5.15 (a) en (b)) toon tipiese frekwensieweergawefunksie- en koherensiegrafieke.

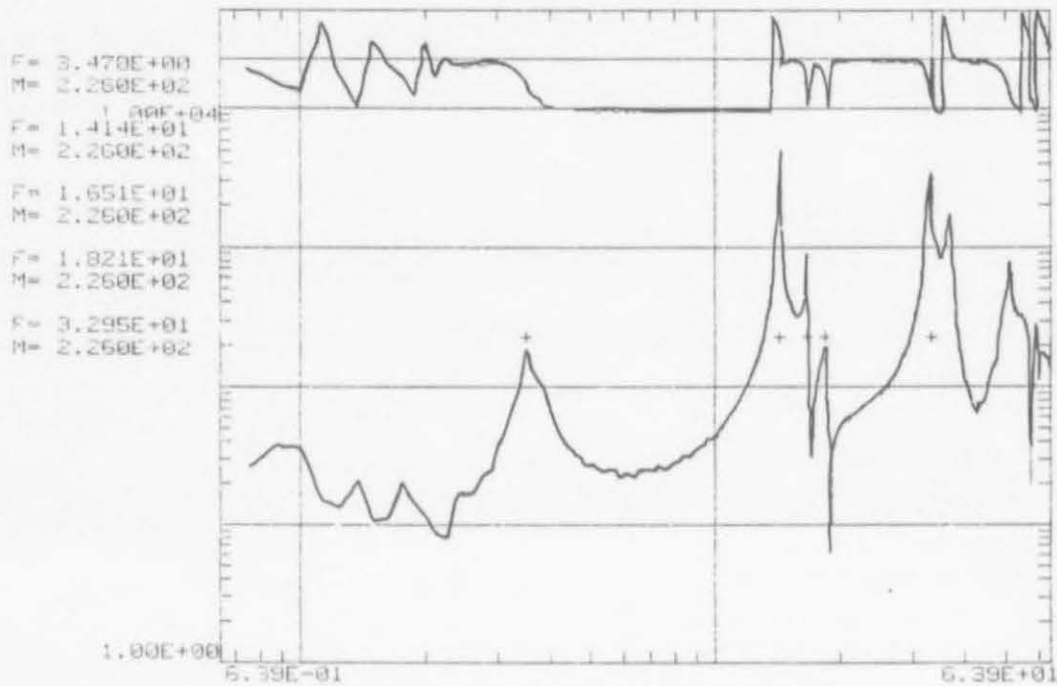


Fig.(5.15 (a)) 'n Tipiese frekwensieweergawefunksie van sensor 29 m.b.t. hamersein

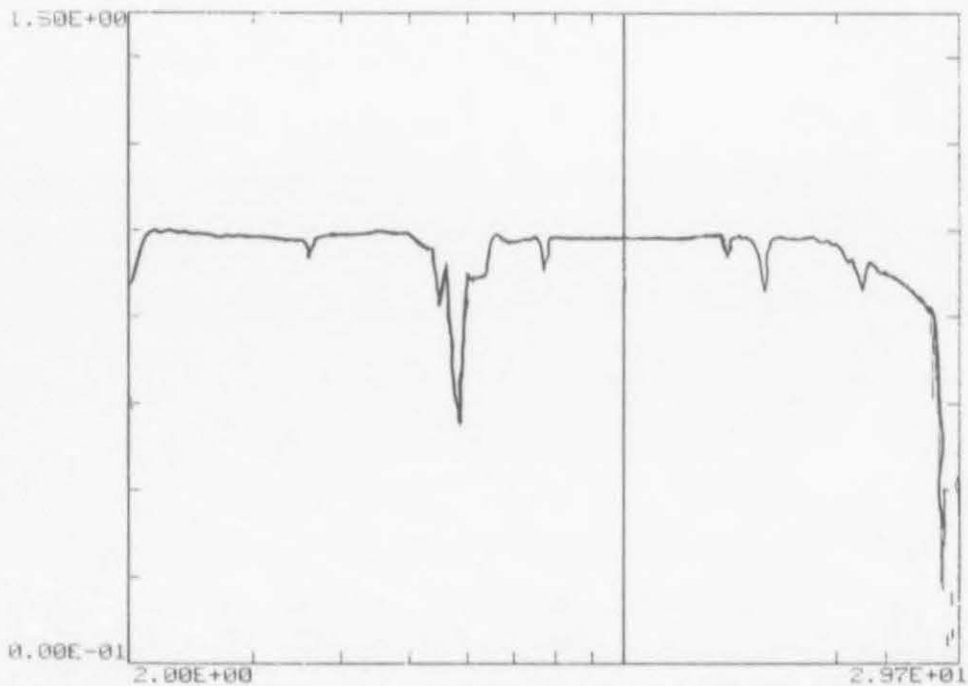


Fig.(5.15 (b)) Tipiese koherensie van sensor 16 m.b.t. hamersein

### 5.5.4 Resultate

Tabel 5.6 toon die resulterende natuurlike frekwensies van die eerste 8 modusse van die model soos tydens die GVT bepaal.

Tabel 5.6 1<sup>e</sup> 8 Natuurlike frekwensies van die TACT-model

Modus	Frekwensie [Hz]	Beskrywing
1	3.54	Eerste Buiging
2	14.11	Tweede Buiging
3	16.41	Eerste Invlakbuiging
4	18.34	Eerste Torsie
5	35.40	Derde Buiging
6	36.32	Tweede Torsie
7	50.23	Tweede Invlakbuiging
8	59.16	Vierde Buiging

Die eerste 4 natuurlike transversale modusse met ooreenstemmende frekwensies, dempings en modale massas soos in hierdie GVT bepaal, word in figure (5.16) tot (5.19) getoon.

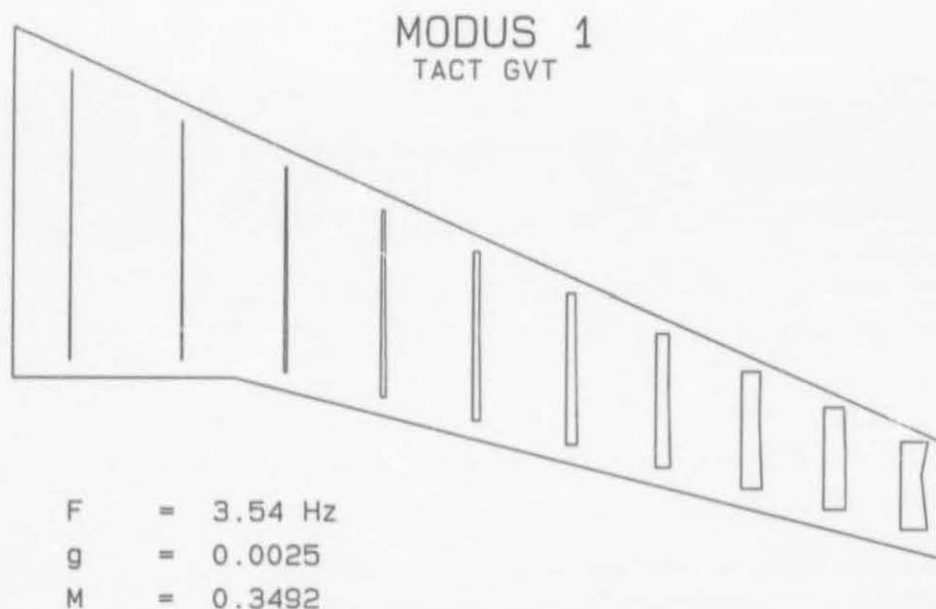


Fig.(5.16) Modus 1 soos bepaal tydens GVT

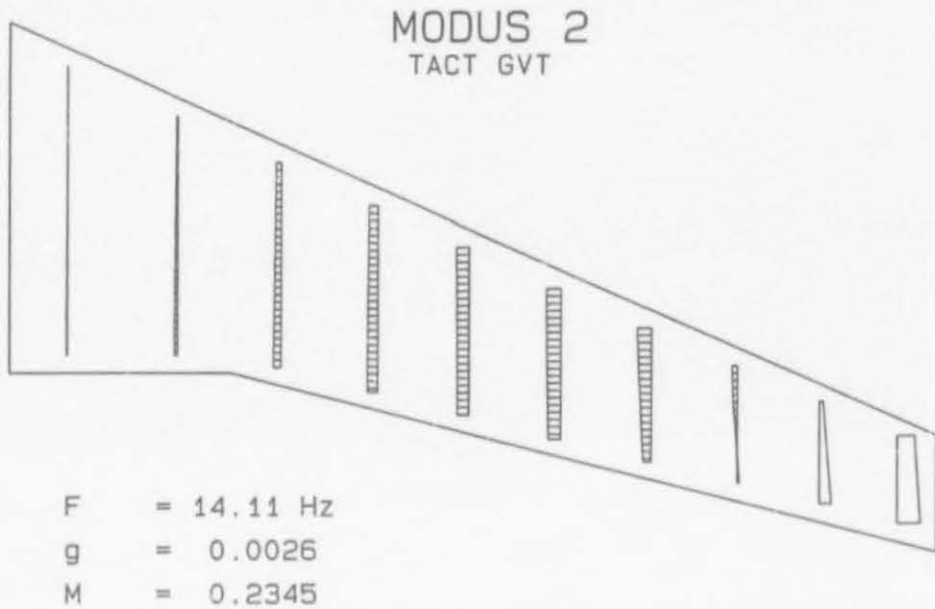


Fig.(5.17) Modus 2 soos bepaal tydens GVT

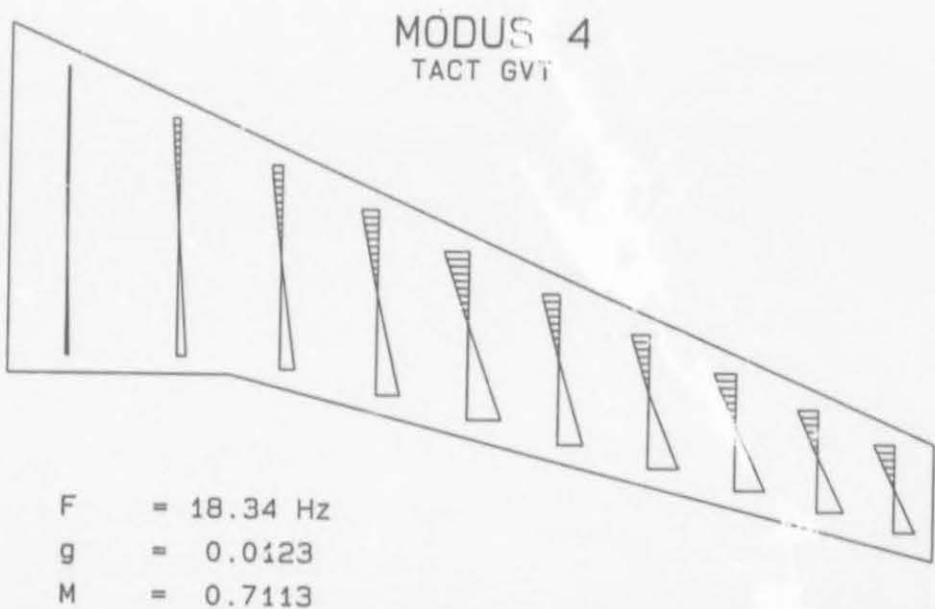


Fig.(5.18) Modus 4 soos gemeet tydens GVT (Modus 3 is invlakbuiging)



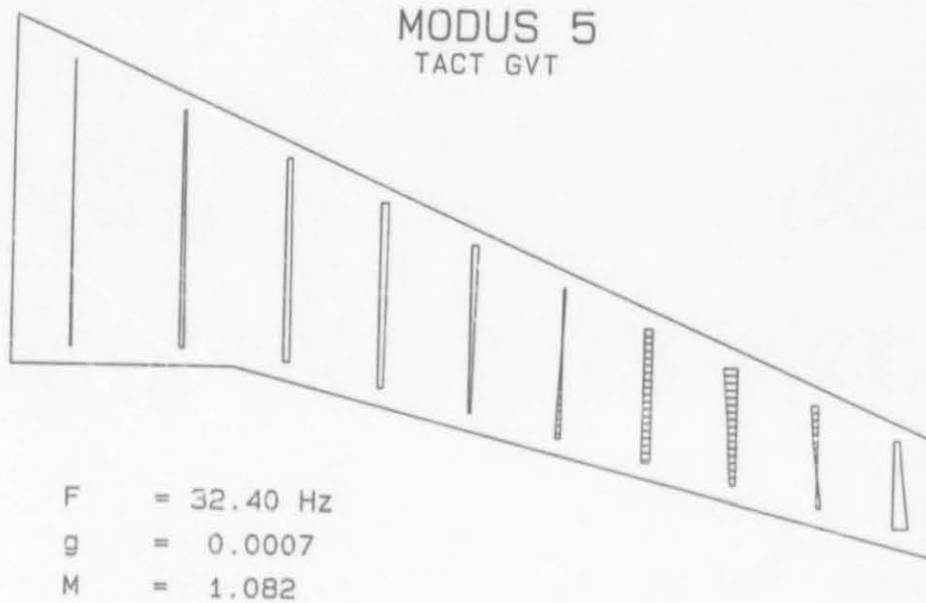


Fig.(5.19) Modus 5 soos bepaal tydens GVT

## 5.6 Fladderanalise gebaseer op grondvibrasie-analise

Die resulterende GVT-modusvorme en -parameters is saam met die lugdinamika-data gebruik om die veralgemeende kragte wat met elke modus vereenselwig word, te bereken. Hierdie resultate is in verskillende fladderprogramme gebruik om fladdervoorspellings te doen. Die verskillende metodes waarna hier verwys word, is die Vg- en pk-fladderberekeningsmetodes. Figure (5.20) en (5.21) toon fladdervoorspellingsresultate van die verskillende metodes.

Fig.(5.20 (a)) Fladdervoorspelling m.b.v. Vg-metode : Frekwensie vs Snelheid

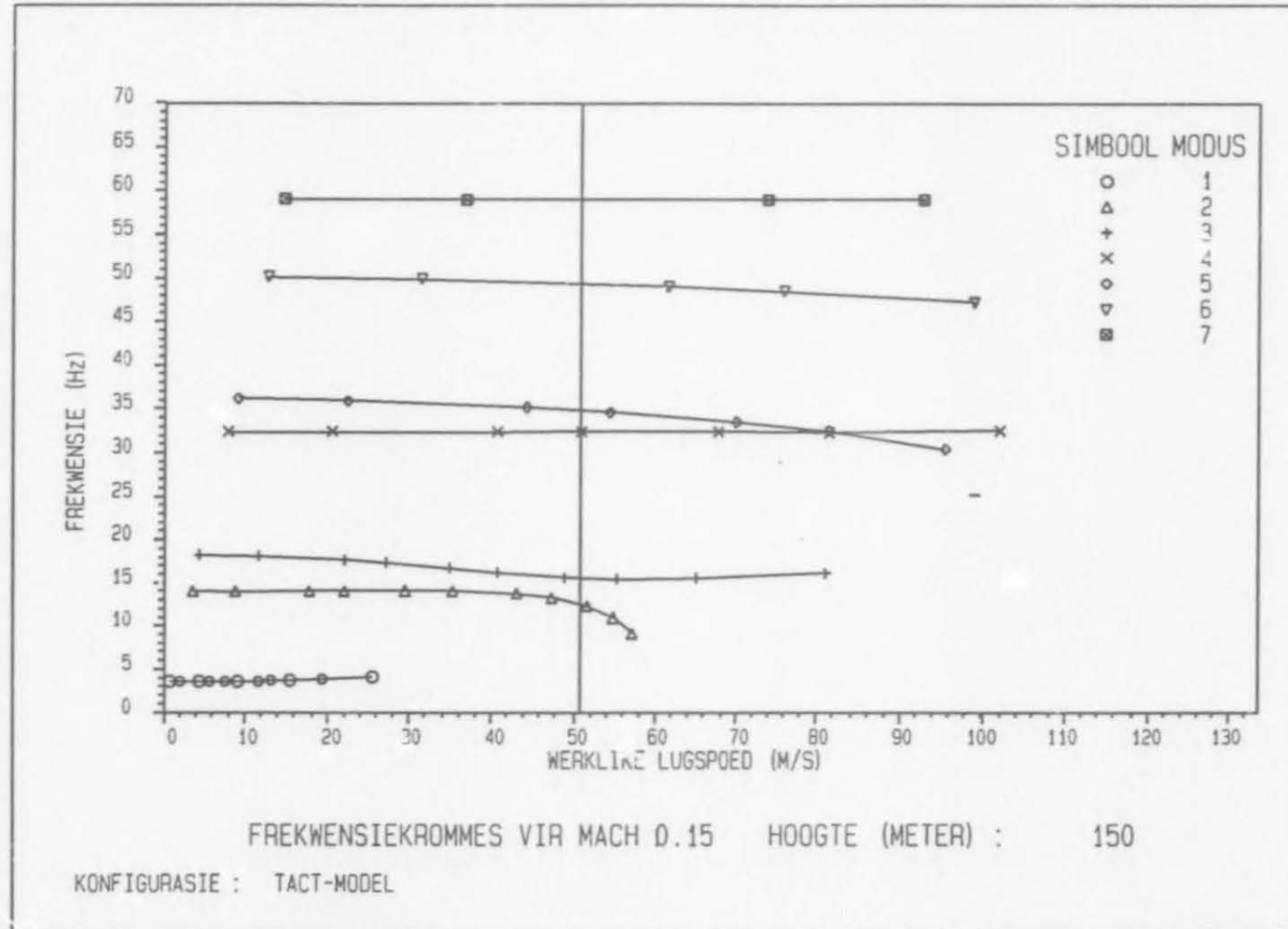


Fig.(5.20(b)) Fladdervoorspelling m. b.v.  $V_g$ -metode : Demping vs Snelheid

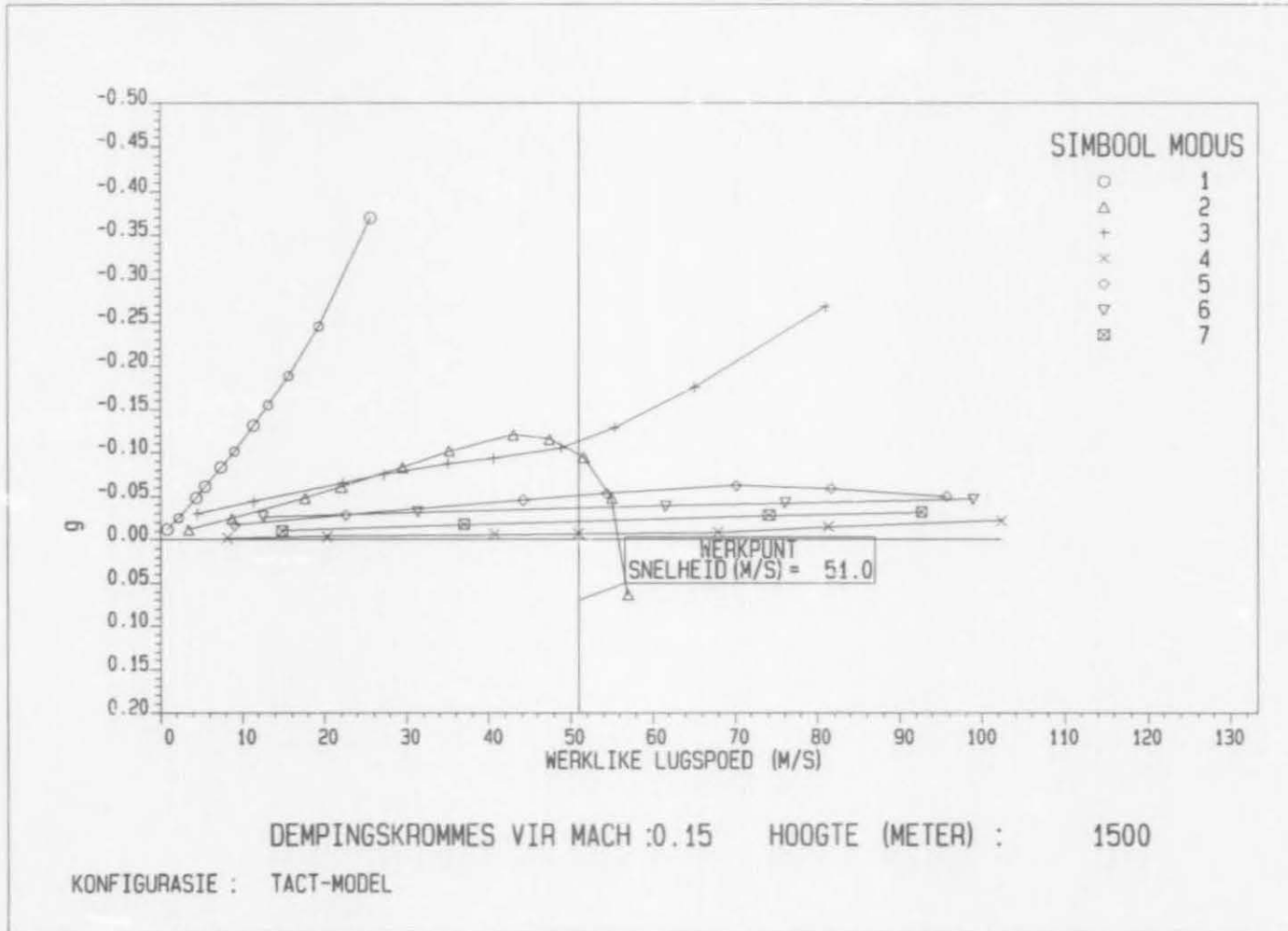


Fig.(5.21(a)) Fladdervoorspelling m.b.v. pk-metode : Frekwensie vs Snelheid

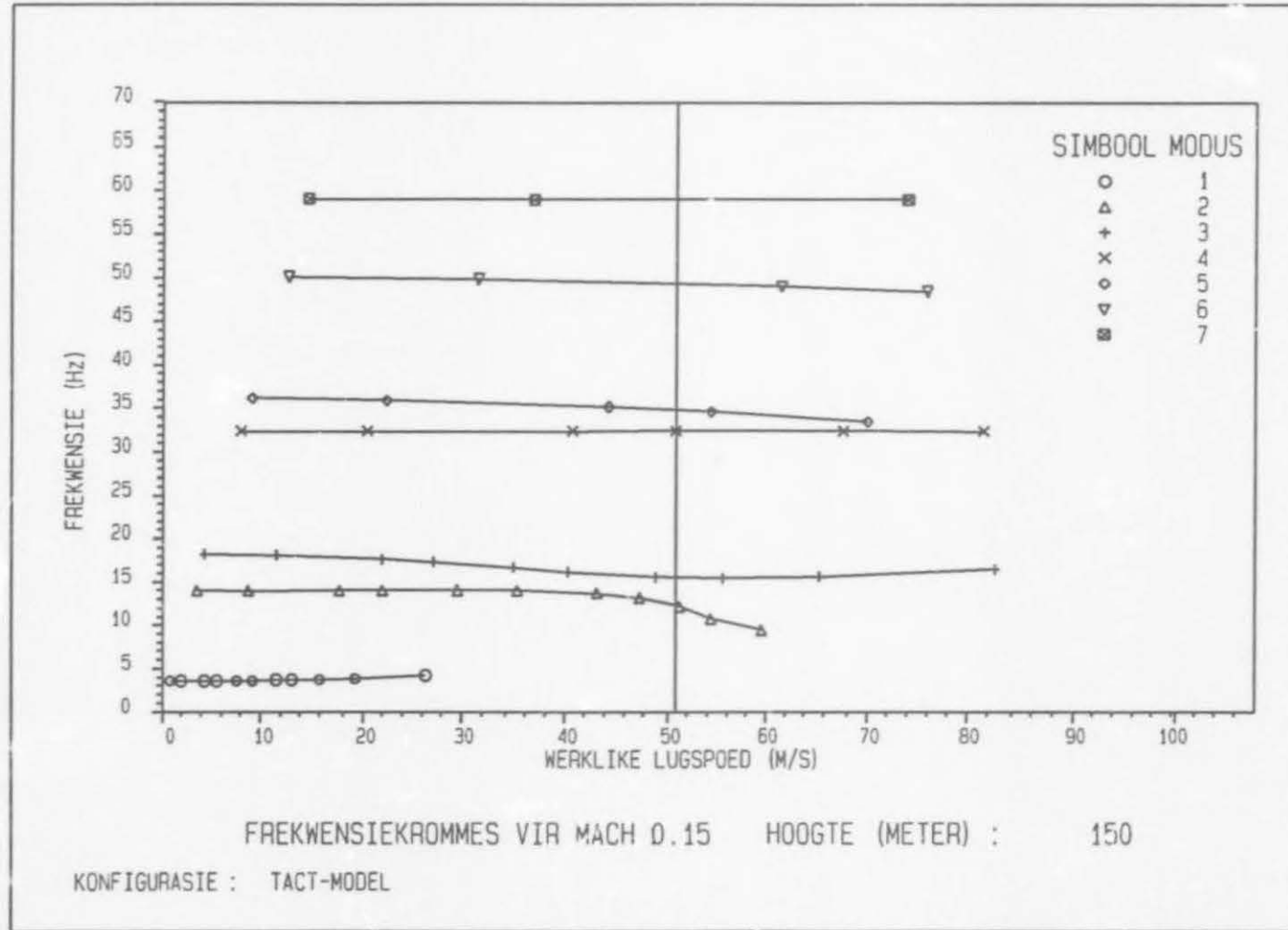
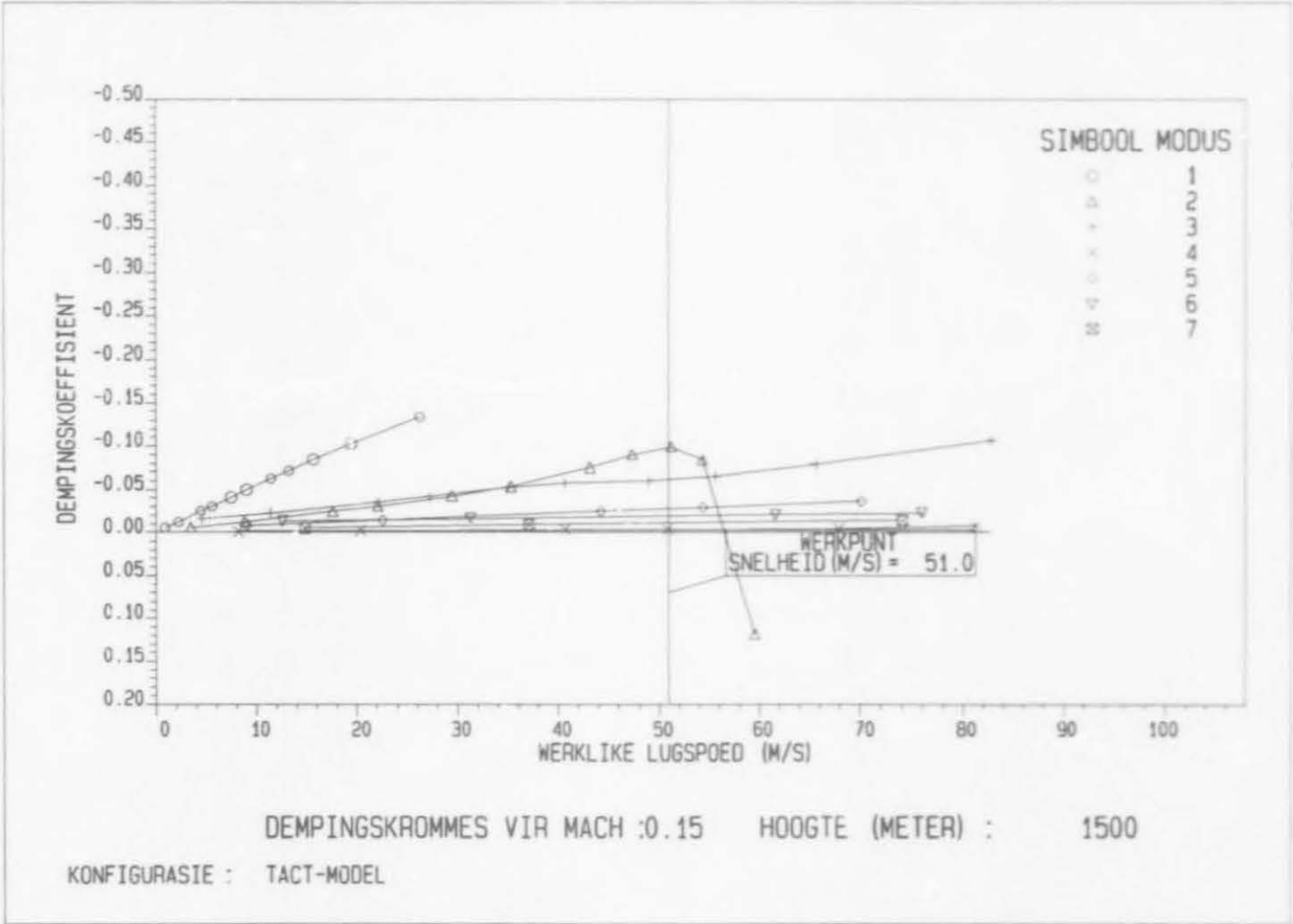


Fig.(5.21(b)) Fladdervoorspelling m.b.v. pk-metode : Damping vs Snelheid





## 5.7 Bespreking van Resultate

Uit die sparkaibrering blyk dit dat die teoreties voorgeskrewe torsionele en buigstyfthede nie behaal is nie en dat die afwykings sodanig was dat dit veroorsaak het dat die 1<sup>e</sup> torsiemodus plekke geruil het met die 2<sup>e</sup> transversale buigmodus. Die verskynsel waar die genoemde modusse plekke ruil, is reeds tydens die parametriesse studie (hoofstuk 3) opgemerk. Dit was toe reeds duidelik dat 'n verandering in torsionele styfheidsverspreiding 'n bepalende faktor sou wees in die dinamiese eienskappe van die uiteindelijke model. Die resultate van die eindige elementmodel gebaseer op die gekalibreerde sparsienskappe het baie goeie korrelasie met die GVT-resultate getoon, behalwe vir die modale massas.

Die gevolg van hierdie verandering in modusvolgorde was duidelik sigbaar in die fladdereienskappe. Volgens die oorspronklike teoretiese model sou modus 2 die kritieke modus tydens fladder wees. By 0-lugspoed (Mach 0) sou dit die torsiemodus wees. Vir die fisiese model is daar ook voorspel dat die 2<sup>e</sup> modus, in hierdie geval die 2<sup>e</sup> transversale buigmodus by 0-lugspoed, die kritieke modus sou wees. Hoewel die fladderspoed ietwat verander het, is die grootste verskil in fladdergedrag van die oorspronklike teoretiese model en dié van die fisiese model dat die fladderpuntbenadering in laasgenoemde geval meer drasties was as die oorspronklike geleidelike benadering.

Beide die Vg- en pk-fladdervoorspellings het dieselfde fladderspoed gelewes wat die teorieë van hoofstuk 2 bevestig. Uit die Rayleigh-Ritz-definisie van die eievektorsamestelling het die Vg-metode voorspel dat die 1<sup>e</sup> buigingskomponent van die kritieke eievektor by die fladderpunt die grootste sou wees van al die komponente van die eievektor, terwyl die pk-metode voorspel het dat die 2<sup>e</sup> buigingskomponent die grootste sou wees. In beide gevalle speel 1<sup>e</sup> torsie ook 'n belangrike rol, terwyl die hoër-orde-modusse 'n geringe (weglaatbaar klein) rol speel.

## 6 INSTRUMENTASIE EN WINDTONNELTOETS

### 6.1 Instrumentasie

Die doel van modelinstrumentasie was om 'n manier daar te stel om die dinamiese modelresponisie tydens die windtonneltoets interaktief te kontroleer. Die sensors wat in hierdie model gebruik is, is twee Entran-versnellingsmeters en vyf volbrug-rekstrookies. Eersgenoemde sensors is onderskeidelik in die lei- en volgrandgedeeltes van segment 10 bevestig. Rekstrokiebuig- en -torsiebrugsamestellings is op twee posisies, nl. by die vlerkwortel en op 70% spanlengte op die spar aangebring, terwyl 'n buigbrug op die fladderopwekkervlerkie geplaas is. Hierdie sensor moes seine verskaf in ooreenstemming met die opwekkingskrag wat aan die model oorgedra is tydens die windtonneltoets. Sorg is aan die dag gelê om te verseker dat die buiteboord-rekstrookies nie op die nodelyn van die 2<sup>e</sup> transversale buigmodus geplaas is nie, aangesien die fladdervoorspellings daarop gedui het dat die fladdermodus 'n komponent van 2<sup>e</sup> buiging sou hê. Dit was dus belangrik om, waar moontlik, die kans op ontoereikende inligting vanaf die modelsensors te verminder. Figuur (6.1) toon skematies hoe die sensors op die model geplaas is.

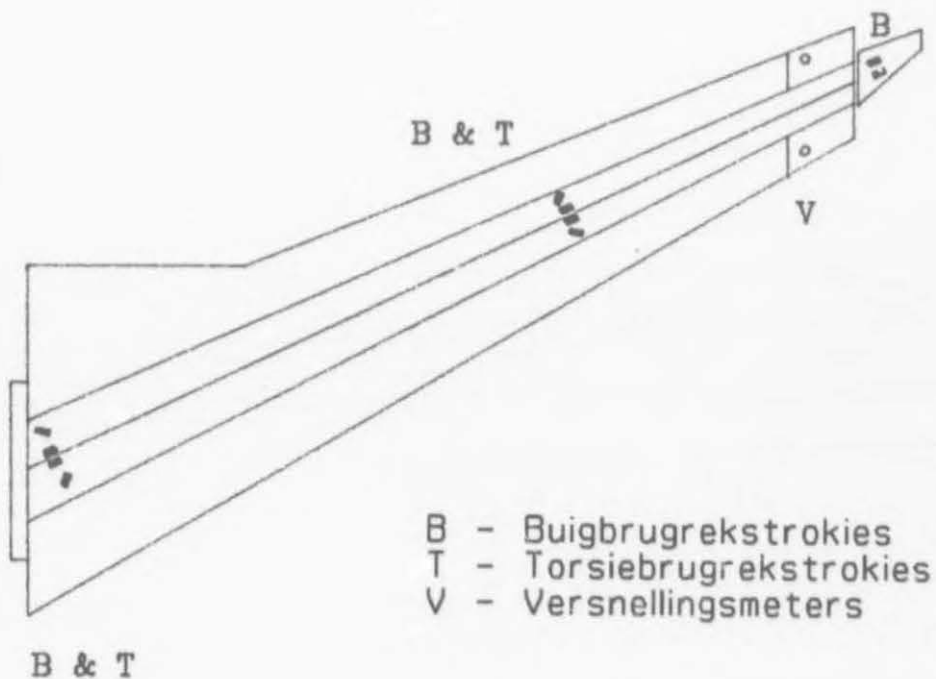


Fig.(6.1) Skematiese voorstelling van die modelinstrumentasie-uitleg

## 6.2 Windtonneltoets

### 6.2.1 Doel

Die windtonneltoets is uitgevoer om die teoretiese voorspellings te bevestig. Daar is dus probeer om die voorspelde fladderspoed sub-krities (E. Sub-Critical) te benader en, indien moontlik, die model kortstondig te laat fladder. In laasgenoemde geval sou die fladderpunt egter baie versigtig genader word om die kans op modelbeskadiging tot 'n minimum te beperk. Tydens die windtonneltoets is dit gewoonlik moontlik om vooruitskattings van die fladderspoed m.b.v. spesiale tegnieke en metodes te maak n.a.v. die resultate by elke opeenvolgende snelheidspunt. Hierdie vooruitgeskatte fladderspoed kan met redelike akkuraatheid ( $< 5\%$ ) gedoen word, veral wanneer die helling van die kritieke dempingskurwe steil is net vóór die fladderpunt. Dit is egter eers wanneer fladder fisies bereik word dat  $V_f$  met absolute sekerheid bevestig kan word.

### 6.2.2 Opstelling

Figuur (6.2) toon die opstelling van die windtonneltoets skematies. Hierdie opstelling

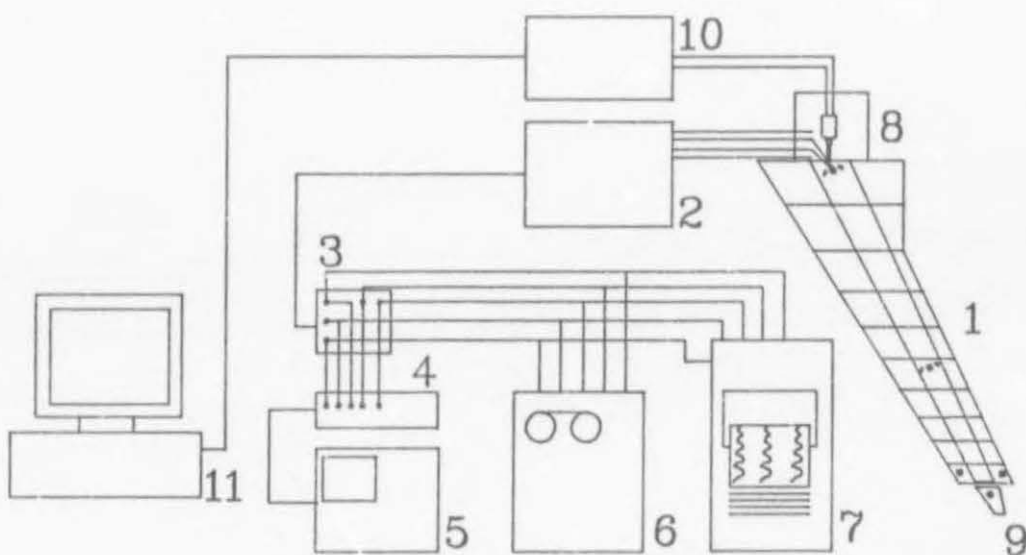


Fig.(6.2) Skematiese voorstelling van die windtonneltoetsopstelling

is so gedoen om die seine vanaf die modelsensors effektief te versamel. Daarom is daar van meer as een apparaat gebruik gemaak om die responsie van die model waar te neem. Die seine vanaf die modelsensors 1 is herlei na die versterkers 2, waarvandaan die versterkte seine deur die verdelingspunt 3 na die dataversamelingseenheid 5 se intreepaneel 4 geneem is. Vanaf die verdelingspunt 3 is die seine verder herlei na die kassetopnemer 6 en die ossillograaf 7 (E. Strip Chart Recorder). Die motor 8 wat die fladderopwekker 9 aandryf, is via sy versterker 10 aan die beheerder 11 verbind. Figuur (6.3) toon 'n afbeelding van die model in die windtonnel.

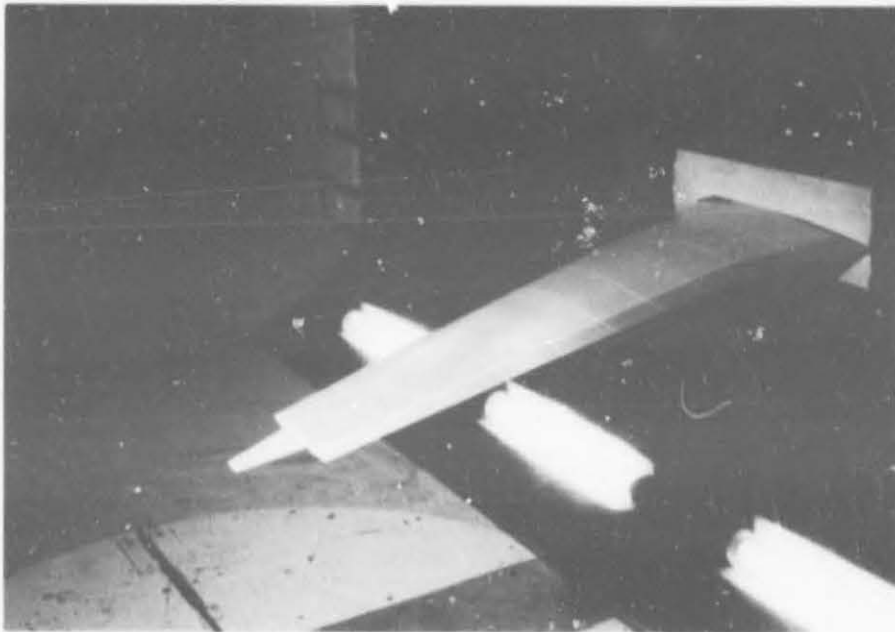


Fig.(6.3) Die model in die windtonnel

### 6.2.3 Windtonneltoetsprosedure

'n Toetsprosedure is opgestel en daar is gepoog om streng daarby te hou ten einde effektiewe, sistematiese dataverwerking tydens die windtonneltoets te verseker. Opeenvolgende snelheidsverstellings is vasgestel met eweredige spoedinkremente tussenin, behalwe nader aan die voorspelde fladderspoedgebied, waar die inkremente kleiner gemaak is na gelang van die toetsresultate. By elke snelheidsverstelling is die volgende prosedure gevolg :



- (i) Modelresponsie a.g.v. willekeurige opwekking soos deur windtonnel-turbulensie veroorsaak, is waargeneem ten einde die frekwensiespektra te bepaal d.m.v. 'n "Peak-Hold"-metode [19].
- (ii) 'n Stadige (90 s) opwekking is met die fladderofwekker gedoen deur 'n lineêre frekwensieverandering (0–30 Hz) aan die opwekker voor te skryf, waartydens sensorseine en frekwensiespektra weer gekontroleer is. Hierdie frekwensieveeg met die opwekker het die relevante modusse wat in die genoemde frekwensieband geleë was, opgewek en die modelresponsie kon dus bepaal word.
- (iii) Piekwaardes vanaf die frekwensiespektra is gebruik om die modus-frekwensies te bepaal, terwyl halfamplitude-bandwydte van bogenoemde pieke oor die frekwensies as 'n aanduiding van die demping van die verskillende modusse gedien het. Hoewel hierdie metode streng gesproke slegs by frekwensieweergawefunksies gebruik mag word, of in die gevalle waar die opwekking eweredig oor 'n groot bandwydte versprei is (wit geraas), is die windtonnelturbulensie as willekeurig genoeg beskou om van laasgenoemde voorwaarde gebruik te maak.
- (iv) Data vanaf (iii) is noukeurig op frekwensie/snelheid- en demping/snelheid-grafieke aangedui.
- (v) Die amplitudes van alle modusse op die frekwensiespektra is bepaal en die inverse daarvan op geskikte grafieke gestip (E. Inverse-amplitude Method). Indien 'n sensor wat die responsie van die kritieke modus duidelik toon, geïdentifiseer is en daardie sensorseine gedurende die hele windtonneltoets gemonitor is, kon die verandering in amplitude van die betrokke modusresponsie gevolg word. Soos wat die fladderpunt van onder genader is, kon die inverse van die amplitude 'n aanduiding gee van die nabyheid van die fladderpunt. Die vooruitskatting het dus behels dat die snypunt met die 0-lyn van die inverse van die amplitude bepaal is.
- (vi) Die Zimmerman-fladderkriterium [20] is bereken en ook op grafieke aangedui.

Die inligting wat tydens (iv), (v) en (vi) verkry is, is gebruik om die aanloop tot en die aanvang van fladder te voorspel.



#### 6.2.4 Resultate

Na die afhandeling van 'n paar oefenlopieë teen relatief lae snelheid, waartydens die seingroottes van die sensors bevestig en die korrekte opstellings van die meetapparaat gedoen is, is die toets voortgesit deur by 'n snelheid van 10 m/s lesings te neem. Dit is stelselmatig opgevolg deur soortgelyke toetse by 20, 30, 35, 40, 42.5, 45, 46, 48, 49.5, 51, 52, 52.5, 53, 53.5, 54, 54.5, 55 en 55.5 m/s onderskeidelik. Fladder is by laasgenoemde snelheid bereik. Tydens die neem van turbulensiedata toon die responsiespektra van die modelsensors baie duidelik dat 55.5 m/s 'n kritieke snelheid is. (Kyk figuur (6.8)) Hoewel fladder 'n selfopgewekte beweging is, was opwekking egter nodig om die fladderbeweging te sneller. Danksy die vinnige reaksie van die windtonneloperateur wat die windtonnel onmiddellik ná fladderaanvang afgeskakel het, het die model ongeskonde daarvan afgekom. Figuur (6.10) toon die ossillograafweergawe van die sensorresponsie voor, gedurende en ná afloop van fladder. In hierdie figuur kan die eksponensiële toename in amplitude van beweging ook duidelik waargeneem word, wat daarop dui dat enige langdurige blootstelling ( $t_f > 1.5$  s) aan die fladdertoestand ongewenste stremming op die model sou plaas en die model permanent kon beskadig. Hoewel die fladderopwekker direk ná die aanvang van fladder afgeskakel is, het die selfopwekkende aard (E. Self Excited Motion) van die fladderbeweging veroorsaak dat die model nog vir 'n paar oomblikke daarna aangehou het met fladder (Kyk figuur (6.10)). Dit was wel ook 'n gevolg van die feit dat daar nog heelwat lugbeweging in die tonnel plaasgevind het nadat dit afgeskakel is, wat impliseer dat die energietoevoeging tot die dinamiese stelsel nie onmiddellik gestaak is nie.

Figure (6.4) tot (6.9) bevat frekwensiespektra van die verskillende sensors by sommige van die genoemde toetssnelhede. Die meeste van hierdie sensors het die voorspelde frekwensie- en dempingsverlope van die verskillende modusse teenoor snelheid vertoon en dit is belangrik om daarop te let dat die frekwensiespektra van die sensors by die fladderspoed  $V_f$  die fladderfrekwensie  $F_f$  duidelik toon. Twee tiktoetse is by 0-lugspoed op die gemonteerde model in die windtonnel uitgevoer vóór die aanvang van die finale toets waarin fladder voorgekom het, asook nadat fladder bereik is. Dit is gedoen om vas te stel of die model op grond van 'n drastiese verskuiwing in frekwensies enige merkbare skade getoon het. Na aanleiding van hierdie waarneming en figure (6.4) en (6.5) kon daar aanvaar word dat die model ongeskonde daarvan afgekom het. Tabel 6.1 bevat die getabuleerde frekwensiedata van die model tydens die windtonneltoets. Die resultate is in hoofstuk 7 meer volledig bespreek.

Tabel 6.1 Windtonneltoetsresultate : Frekwensie vs Snelheid

Spoed [m/s]	Frekwensieverloop [Hz]			
	Modus 1	Modus 2	Modus 3	Modus 4
0.0	3.44	14.17	16.23	18.89
10.0	3.47	14.03	16.67	18.33
20.0	3.89	14.17	16.67	18.33
30.0	4.83	14.44	16.38	17.78
35.0	4.13	14.46	15.88	17.75
40.0	4.63	14.50	15.38	17.75
45.5	4.88	14.45	15.25	17.63
45.0	4.73	14.44	15.15	17.63
46.0	5.13	14.38	15.05	17.50
48.0	5.28	14.20	15.00	17.38
49.5	6.13	13.56	15.00	17.25
51.0	6.25	12.04	15.00	17.25
53.0	6.90	11.76	14.90	17.25
54.0	—	10.00	14.85	17.25
54.5	—	9.69	14.82	17.25
55.0	—	9.13	14.80	17.25
V <sub>f</sub> =55.5	7.47	F <sub>f</sub> =9.25	14.80	17.25

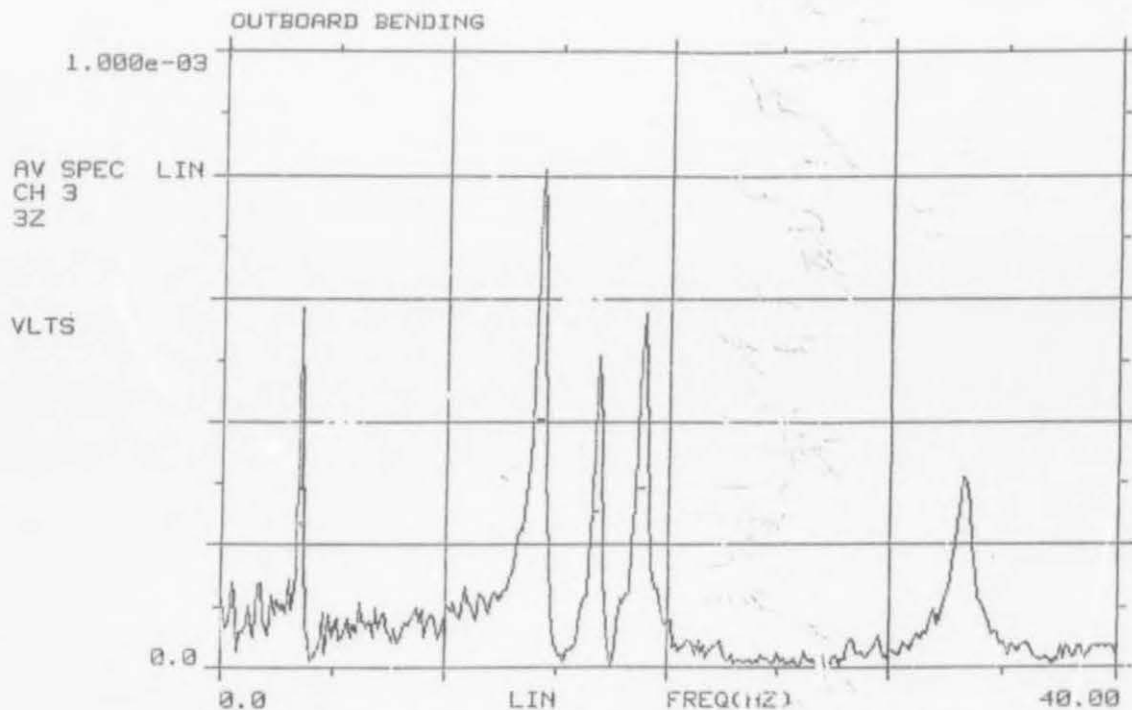


Fig.(6.4) Frekwensiespektrum by 0 m/s (vóór fladder)

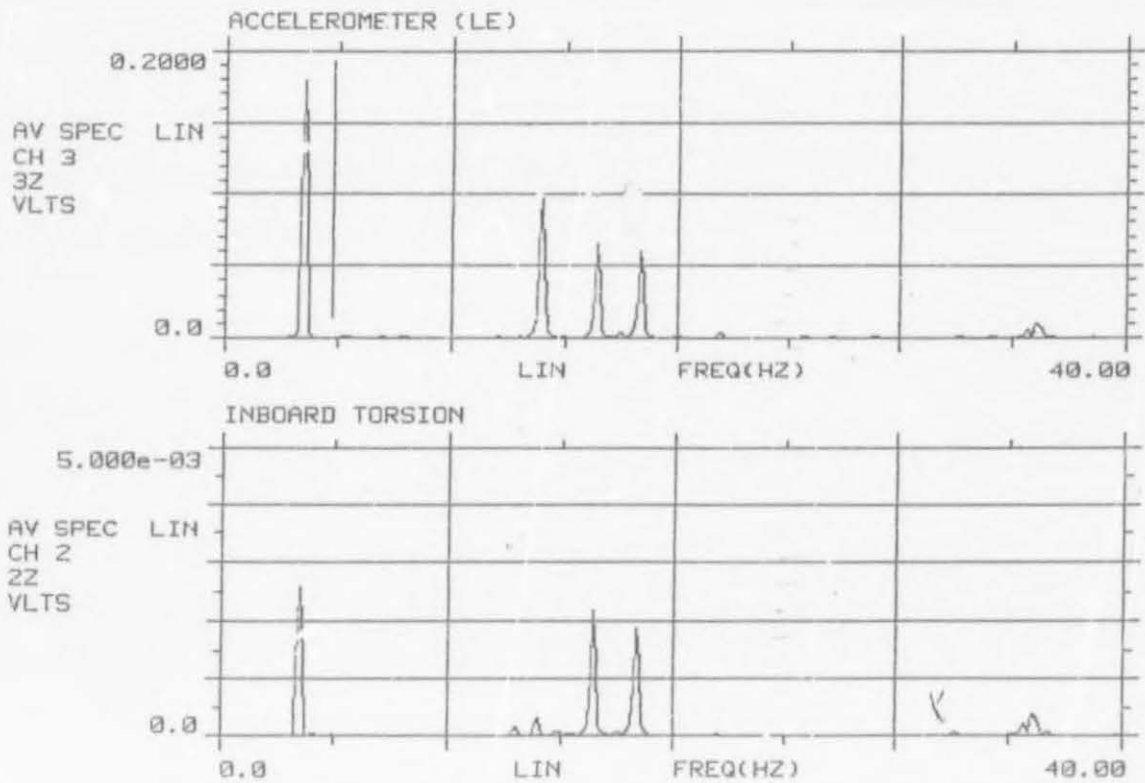


Fig.(6.5) Frekwensiespektra by 0 m/s (ná fladder)

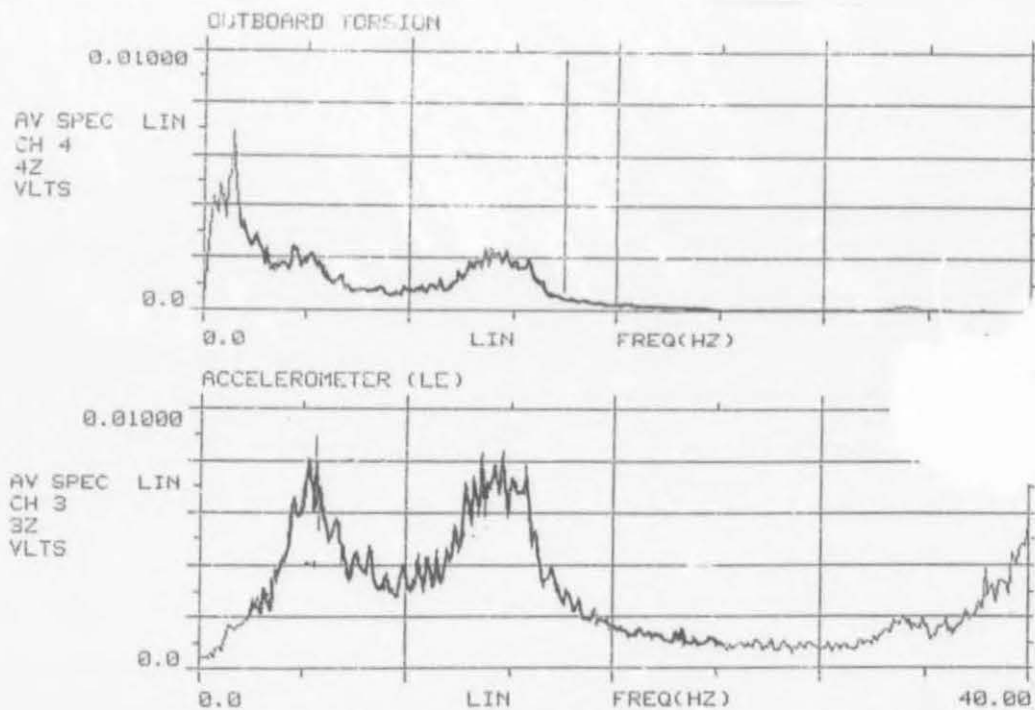


Fig.(6.6) Frekwensiespektra van turbulensiedata by 40 m/s

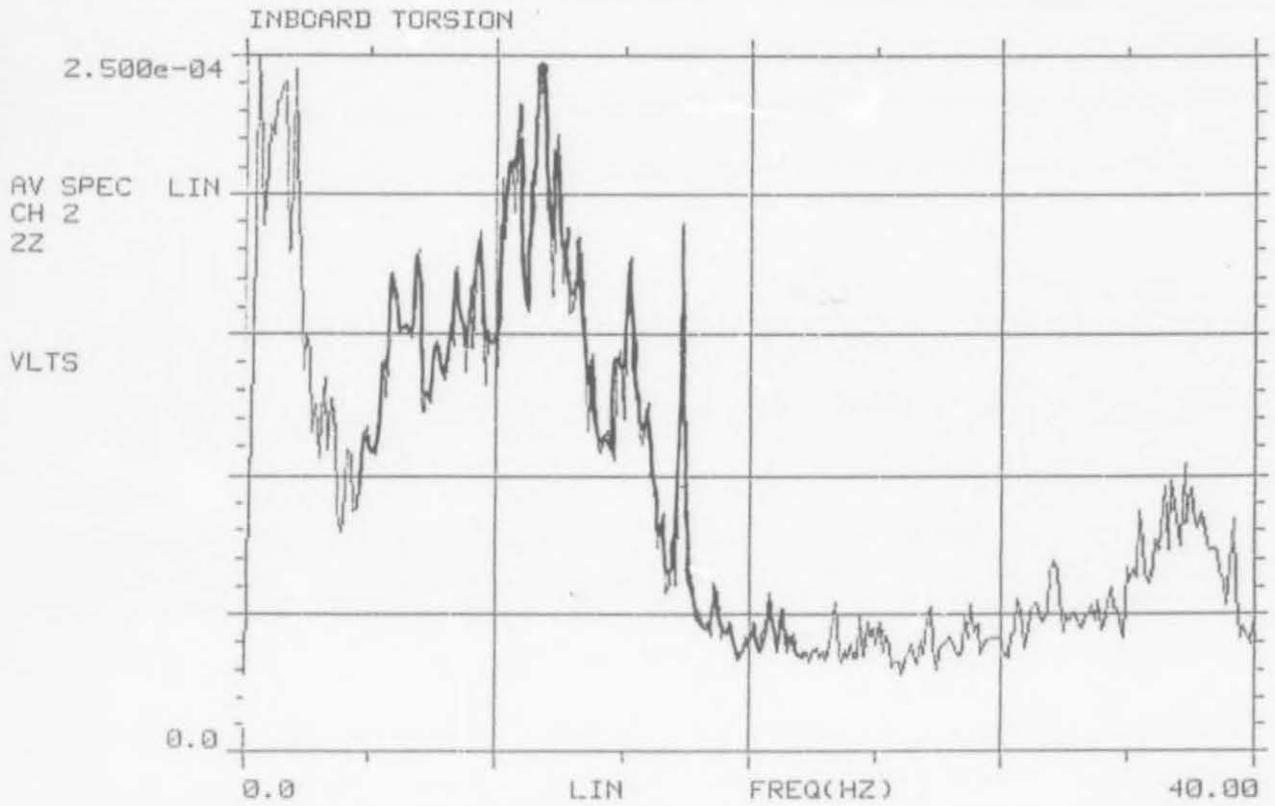


Fig.(6.7) Frekwensiespektrum van turbulensiedata by 50 m/s

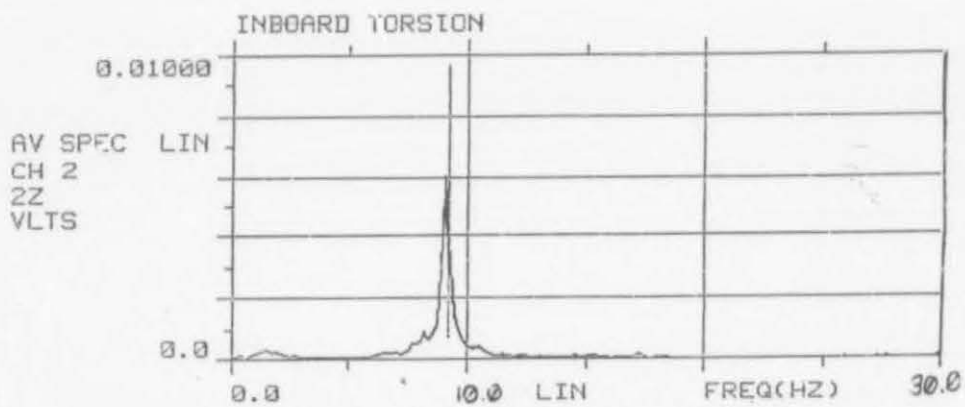


Fig.(6.8) Frekwensiespektrum van turbulensiedata by 55.5 m/s  
(net vóór opwekking)



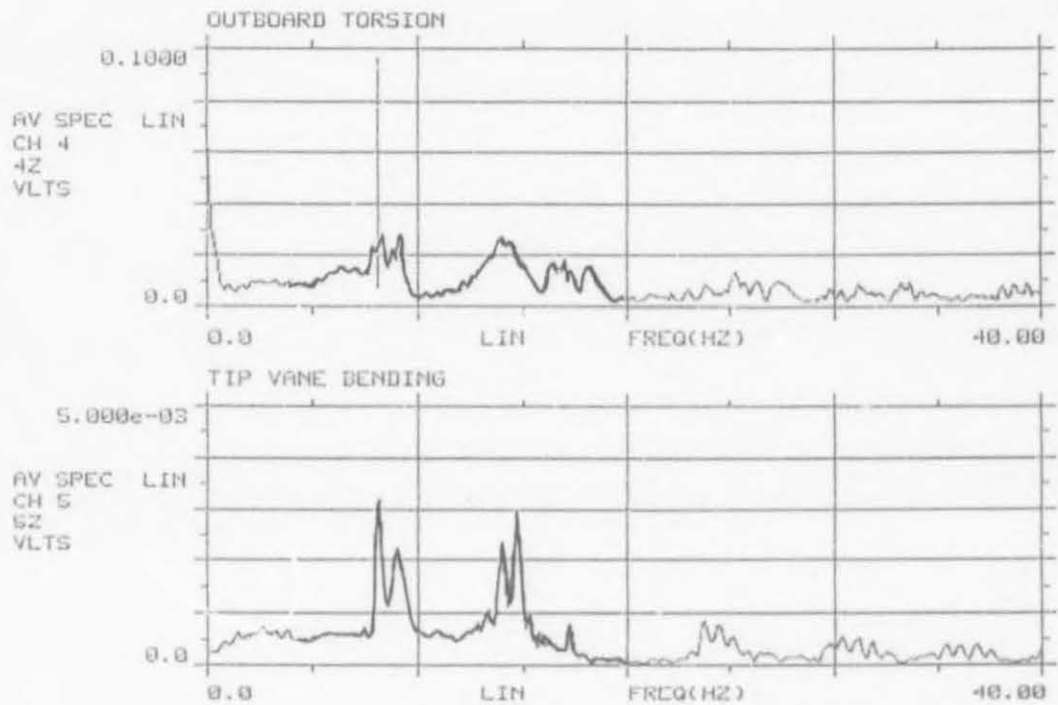


Fig.(6.9) Frekwensiespektra van modelresponsie tydens fladder

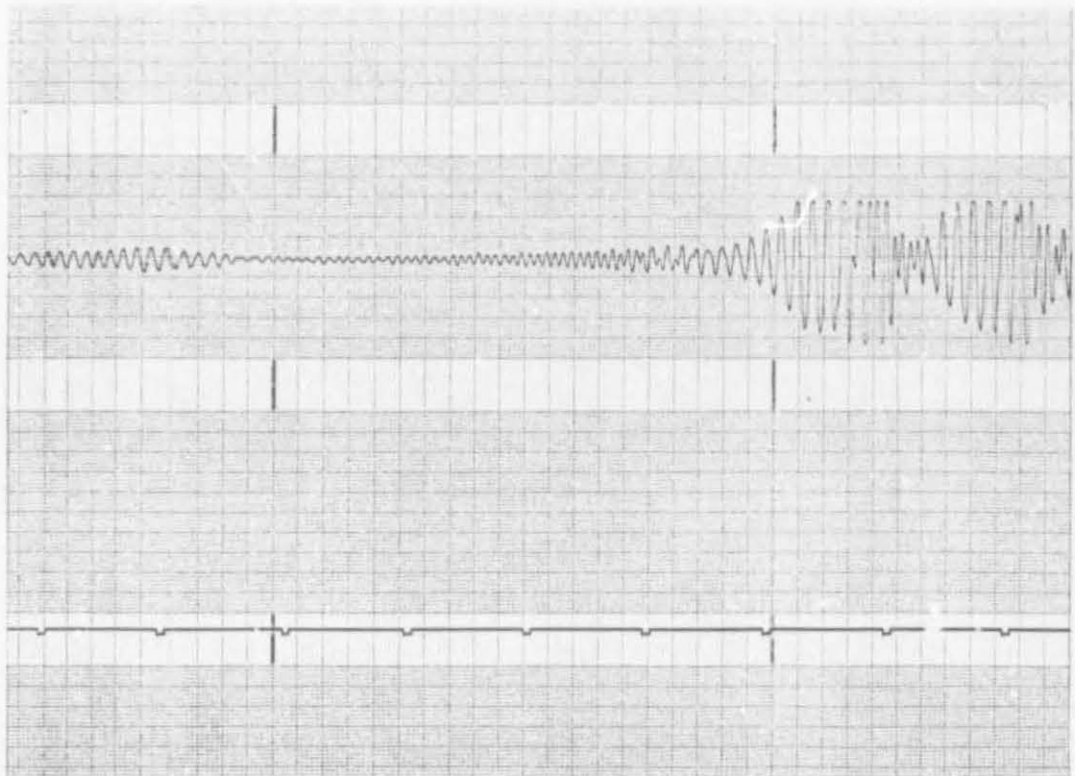


Fig.(6.10) Ossillograafresultate vóór, tydens en ná die fladder, roses





Fig.(6.11) 'n Teoretiese voorspelling van die fladdermodusvorm

Die dempingsresultate was van so 'n aard dat dit nie sinvol in grafiekvorm vertoon nie en word om hierdie rede nie ingesluit nie.

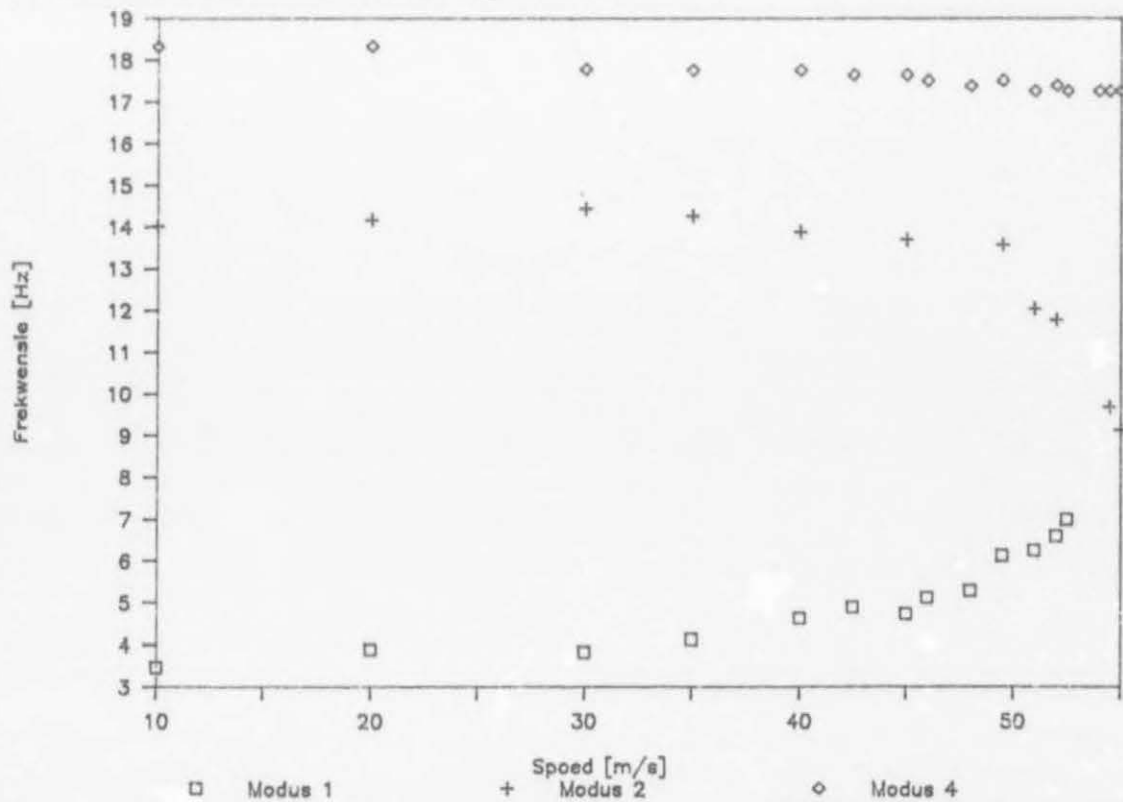


Fig.(3.12) Windtonneltoetsresultate : Frekwensie vs Snelheid

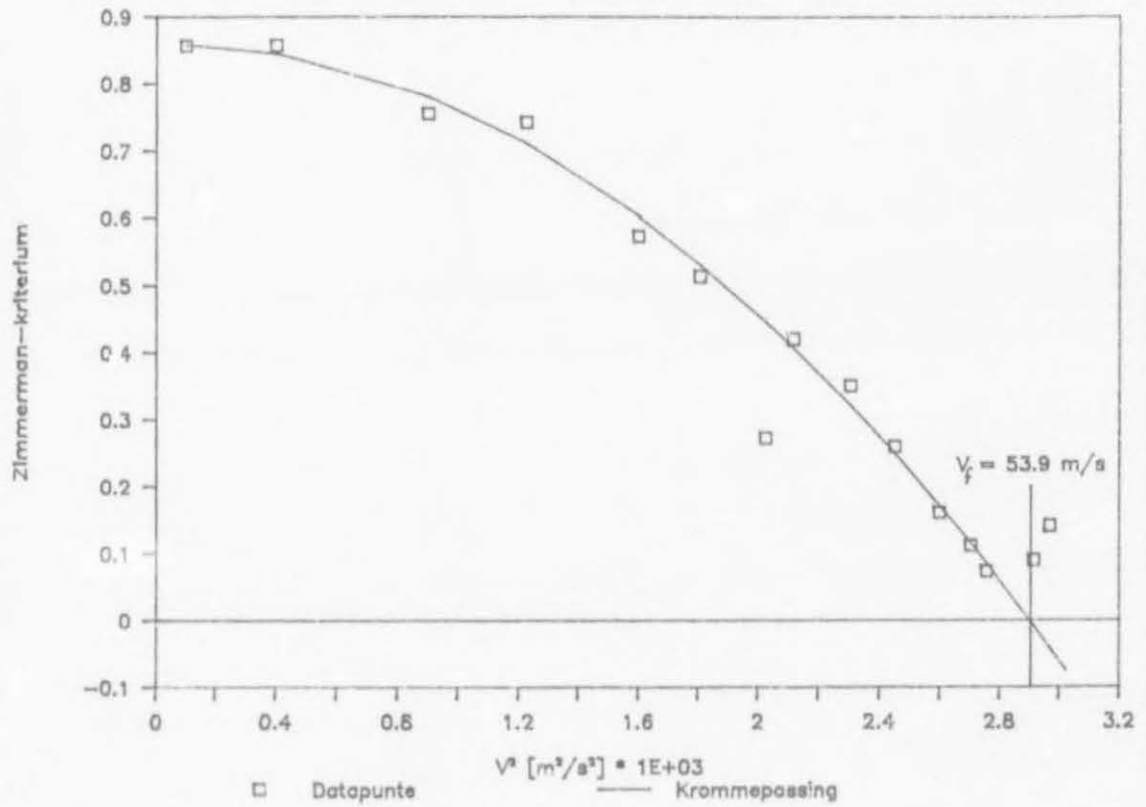


Fig.(6.13) Windtonneltoetsresultate : Zimmerman-fladderkriterium

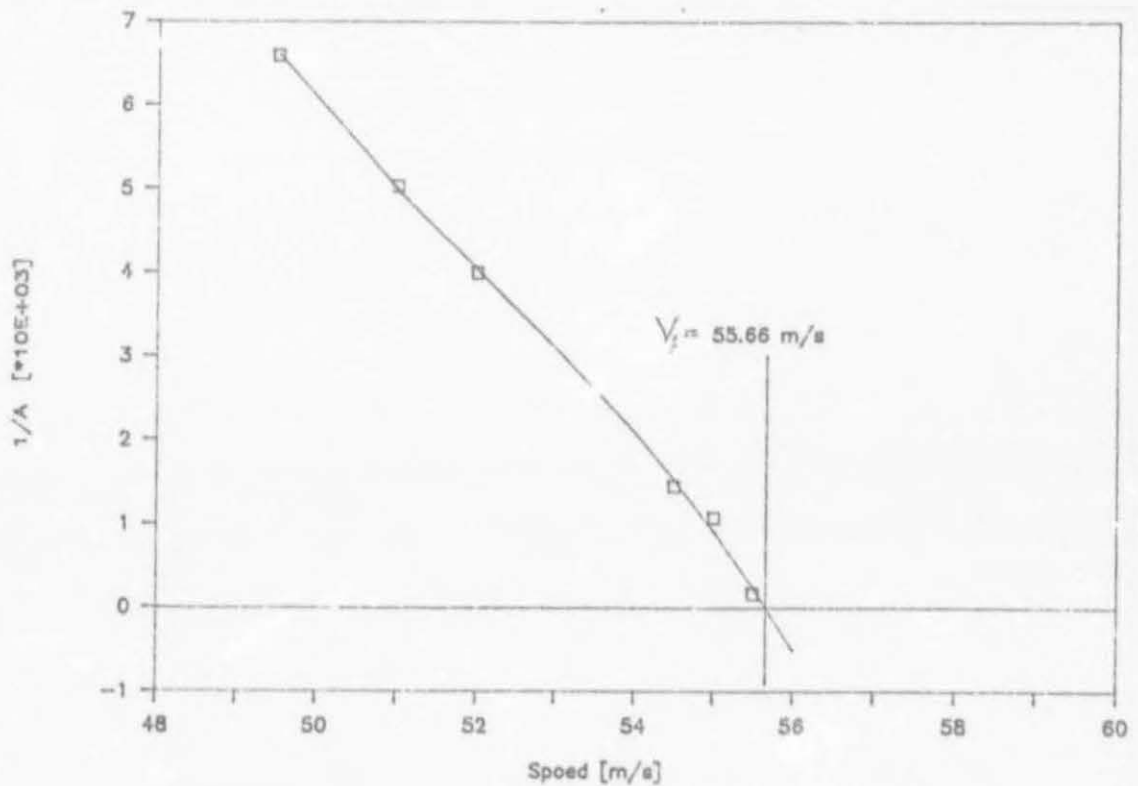


Fig.(6.14) Windtonneltoetsresultate :  $1/A$  versus speed

## 7 GEVOLGTREKKINGS EN AANBEVELINGS

### 7.1 Ontwerp

#### 7.1.1 Teoretiese Ontwerp

- (i) Dit blyk dat die keuse van die aanvanklike ontwerpdoelwit van  $V_f = 35 \text{ m/s}$  uiteindelik onrealisties was. So 'n lae fladderspoed sou slegs behaal kon word indien die styfhede van die vlerk baie klein gemaak kon word. Daarmee samehangend sou laasgenoemde weer die indirekte gevolg hê dat die integriteit van die model, oftewel die gemiddelde sterkte, twyfelagtig sou wees. Vir hierdie spesifieke model moet daar aanvaar word dat die uiteindelijke resultaat van  $V_f = 55.5 \text{ m/s}$  gunstig is.
- (ii) In teenstelling met  $V_f$  is  $F_f$  as 'n haalbare eienskap gekies en die uiteindelijke fladderfrekwensie van  $9.25 \text{ Hz}$  vergelyk baie goed met die aanvanklike doelwit van  $F_f < 10 \text{ Hz}$ .
- (iii) Soos in hoofstuk 5 aangetoon, is die fladderpuntbenadering uiteindelik nie so egalig soos wat ten doel gestel is nie, maar tog hou dit spesifieke voordele in vir die volgende fase van die breër projek. In die volgende fase van die projek, wat die ontwerp en implementering van 'n aktiewe fladderbeheerstelsel behels, behoort die verandering in gemiddelde dempingseienskappe oor die betrokke vluggebied baie duidelik te wees wanneer hierdie eienskappe – mét en sonder die beheerstelsel in werking – met mekaar vergelyk word.
- (iv) Die eindige element-modellering en ooreenkomstige resultate was oor die algemeen goed, behalwe vir die resultate waar  $GC_x$  nie op die elastiese as geleë was nie. Die grootste nadeel hiervan was dat dit die parameteriese studie onvolledig gelaat het.

#### 7.1.2 Meganiese Ontwerp

- (i) Die vorms van die styfheidsverloop teenoor spanlengte het baie goed met die teoreties voorspelde vorms vergelyk, maar die grootte-orde het noemenswaardig verskil. Die elastisiteitsmodulus ( $E$ ) verskil heelwaarskynlik effens van die teoreties aanvaarde waarde van  $72.4 \text{ GN/m}^2$ .
- (ii) Tesame met punt (i) kan genoem word dat die invloed van die nabyheid

van segment- en piloonaanhegtingspunte 'n duidelike lokale verstywing tot gevolg gehad het. Die gemiddelde waardes van die torsionele styfheid GJ was heelwat hoër as die teoreties voorspelde waardes.

- (iii) Die gebruik van 'n eenvoudiger spardeursnit, soos bv. 'n reghoekige vorm, behoort sterk oorweging te geniet. Die belangrikste motiverings vir hierdie aanbeveling is dat die huidige soliede kruisvorm-spar hom nie daartoe leen om die styfheidseienskappe daarvan op 'n eenvoudige manier te kan verander nie en dat die masjinerie daarvan duur is. 'n Reghoekige deursnit vir die spar kan argumentsonthelpe saamgestel word uit 'n metaalplaat met die korrekte ontvouing waarvan die punte aanmekaar gesweis word. Indien die styfheid aanvanklik te hoog blyk, kan die spar gekalibreer word deur selektiewe snitte koordgewys of spangewys op bepaalde spangewyse posisies daarin te maak, tot dat die verlangde styfheid bereik word. Die geslote spar kan verder doeltreffend as beskermde bedradingsgeut dien, anders as die huidige opset waar instrumentasie-bedrading aan die buitekant van die spar aangebring is.
- (iv) Die gebruik van saamgestelde materiale vir die spar moet ondersoek word, aangesien dit 'n laekoste-opsie is en baie moontlikhede het in terme van die byvoeging van materiaal vir lokale verstywing, indien dit verlang sou word.
- (v) Die fladderopwekker en sy aandrywingsmeganisme was effektief, maar daar moet egter gelet word op die bevestiging van die buigbare as wat vir die aandrywing ingespan is, sodat dit nie die styfheid van die spar in so 'n mate beïnvloed dat dit 'n merkbare verandering in dinamiese gedrag van die model teweegbring nie. Op fladdermodelle word 'n verandering in sparstyfheid gewoonlik onmiddellik in die fladderspoed opgemerk.

## 7.2 Kalibrering

- (i) Sover dit materiaaleienskappe aangaan, behoort deeglike vooruitbeplanning gedoen te word tydens die segmentontwerpstadium. Daar moet verder daarop aangedring word dat hierdie materiale vir vervaardiging gebruik word, d.w.s. strenger beheer oor die vervaardiging is nodig. Dit sal die verandering van oorspronklike ontwerpvooruitskating meer sinvol maak. Die afwyking vanaf ontwerpspesifikasies bemoeilik korrekte massakalibrering.



### 7.3 Instrumentasie en Windtonneltoetse

- (i) Beplanning van die instrumentasie-uitleg behoort saam met die aanvanklike modelontwerpsfase gedoen te word, sodat daar nie later onnodige veranderinge aan die model aangebring hoef te word om instrumentasie te akkomodeer nie.
- (ii) Rekstrokies blyk na aanleiding van die windtonneltoets baie bruikbare en betroubare sensors vir fladdermodelle te wees, aangesien die seine wat daarvandaan ontvang word, vervormingseweredig is, terwyl die versnellingsmeterseine eweredig aan die versnelling is. Die rekstrokieseine is dus meer egalig as versnellingseine.
- (iii) Hoewel nie altyd maklik identifiseerbaar nie, was die korrelasie tussen voorspelde en fisiese dinamiese gedrag van die fladdermodel merkwaardig goed. Van al die parameters was die frekwensieverloop van die fladderstelsel die maklikste om waar te neem. Dit het die gebruik van die invers-amplitudemetode van fladderpuntvoorspelling baie vergemaklik.
- (iv) Modus 3 van die model wat geklassifiseer is as 1<sup>e</sup> invlakbuiging (gekoppel met 'n mate van transversale beweging) het tydens die windtonneltoetse 'n merkbare frekwensieverskuiwing teenoor spoed ondervind, wat ongewoon is. Hierdie modus is juis tydens die uitvoer van die fladdervoorspelling buite rekening gelaat, aangesien per definisie slegs transversale modusse deelneem aan die fladderbeweging. Hierdie waarneming dui egter daarop dat invlakmodusse nie sonder meer buite rekening gelaat kan word nie. Die skrywer stel voor dat hierdie verskynsel ondersoek word en, indien dit nodig blyk, behoort betaande teorieë aangepas te word om invlakmodusse in ag te neem.
- (v) Die frekwensiespektra van die fladder gebeurtenis het die volgende teenstellende verskynsel getoon: die fladderfrekwensie kon baie duidelik waargeneem word op die grafiek van die turbulensiedata in figuur (6.8). Die skerp, smal piek met groot amplitude het die teenwoordigheid van 'n swakgedempte modus aangedui. Die ander modusse was byna onopmerklik op die genoemde figuur. Die frekwensiespektrum van die stelsel waar opwekking d.m.v. die fladderopwekker verskaf is, toon egter die ander modusse meer prominent (Kyk figuur (6.9)). Daar was 'n oënskynlike teenstrydigheid waar fladder voorgekom het, naamlik die teenwoordigheid van ander modusse op die frekwensiespektrum. Slegs die fladdermodus moes op die grafiek voorgekom het, soos op die turbulensiedatagrafie, aangesien dit die enigste onstabiele modus was met die gevolglike toename



in amplitude van beweging teen die frekwensie van daardie modus. 'n Moontlike verklaring vir hierdie verskynsel spruit uit die metode van dataversameling, nl. die "Peak-Hold"-metode [19]. Aangesien hierdie metode die maksimum amplitudes wat gedurende die meettydperk voorkom, behou, kon dit wees dat die modusse by die fladdermodus vóór of ná die fladdergebeurtenis opgewek is en dat die maksimum amplitudes op die spektrum behoue gebly het gedurende die fladderproses. Hierdie verskynsel kan egter meer volledig ondersoek word.

#### 7.4 Algemeen

- (i) Die projek het daartoe bygedra dat die skrywer die verskynsel "fladder" en spesifiek "buig/torsiefladder" van 'n vlerkstruktuur in breër perspektief verstaan. Die verandering van die lugdinamiese stelsel teenoor snelheid kon ook duidelik waargeneem word.
- (ii) Die begrip "modus" kon met groter waardering begryp word nadat die fladder verskynsel met behulp van 'n videokamera vasgelê en daarna bestudeer is. Die feit dat die modus wat by 0-lugspoed bekendgestaan het as 2<sup>e</sup> buiging, by die fladderspoed baie duidelik groot komponente van 1<sup>e</sup> buiging en 1<sup>e</sup> torsie getoon het, dui daarop dat die totale stelsel (insluitende die lugdinamiese effek) tydens die vermeerdering in lugspoed verander het. Per definisie is hierdie modus 'n eievektor van die stelsel wat ooreenstem met 'n eiewaarde van die stelsel, hoewel dit totaal verskii van die natuurlike modusse en frekwensies van die stelsel by 0-lugspoed. Die aero-elastiese probleem is dus uiteindelik een van 'n deurlopend-veranderende eiewaardestelsel, soos wat lugspoed verander.
- (iii) Parametriese studies kan in die vervolg met 'n meer algemene doel aangepak word, nl. om die invloed van verskillende parameters op die fladdereienskappe van 'n algemene lugdinamiese struktuur te bepaal. Vir hierdie doel kan verskillende gewilde vlerkplanvorms bestudeer word, soos bv. delta-vlerkplanvorms en vorentoegepeilde vlerke. Die algemene invloed van buiteboordvragte en brandstof kan ook ondersoek word.

#### 7.5 Verdere Werk

- (i) Die onopgeloste probleme wat tydens die teoretiese ontwerp waargeneem is, behoort aangespreek te word. Dit behels die waarneming van resultate

wat teenstrydig was met die praktyk, sover dit die invloed van  $CG_x(y)$  aangaan. Daar was ook verdere verskille tussen fladdereienskappe wanneer verskillende koordgewyse massaverdelings toegepas is.

- (ii) Nou dat die huidige model – waarvan die dinamiese en fladdereienskappe bekend geword het – beskikbaar is, kan voortgegaan word met die ontwerp en implementering van 'n aktiewe fladderbeheerstelsel vir die model.

## 8 LITERATUURVERWYSINGS

- [1] Bielawa, RL Klasnotas vir kursus "Rotary wing Structural Dynamics II", Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1988.
- [2] Agenbach, WA Active Controls in Aircraft, DAST Report 89/35, 1989. (Classified)
- [3] Agenbach, WA Ontwerp en Vervaardiging van Aktiewe Beheer-model. DLS-Verslag 90/87, 1990. (Geklassifiseerd)
- [4] Agenbach, WA Kalibrering en Windtonneltoets van Aktiewe Beheer-model. DLS-Verslag 90/216, 1990. (Geklassifiseerd)
- [5] Scanlan, RH and Rosenbaum, R Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter. Dover Publications Inc., NY, 1968.
- [6] Zienkiewics, OC The Finite Element Method. 3rd Edition, McGraw-Hill Book Company (UK) Ltd., 1977.
- [7] Theodorsen, T General Theory of Aerodynamic Instability and Mechanism of Flutter. NACA Report No 496, 1935.
- [8] Hassig, H.J., An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by Determinant Iteration., Journal of Aircraft, Vol 8, No 11, November 1971.
- [9] JANE'S, All the World's Aircraft 1986-1987, P. 195, Jane's Publishing Inc., NY.
- [10] Abbot, IH and Van Doenhoff, AE Theory of Wing Sections. Dover Publications, Inc. NY, 1959.
- [11] Torenbeeck, E Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft University Press, Martinus Nijhoff Publishers, 1982.
- [12] Sutherland, APN The use of dynamically- and elastically scaled wind-tunnel models for aeroelastic analysis; a demonstration of flutter

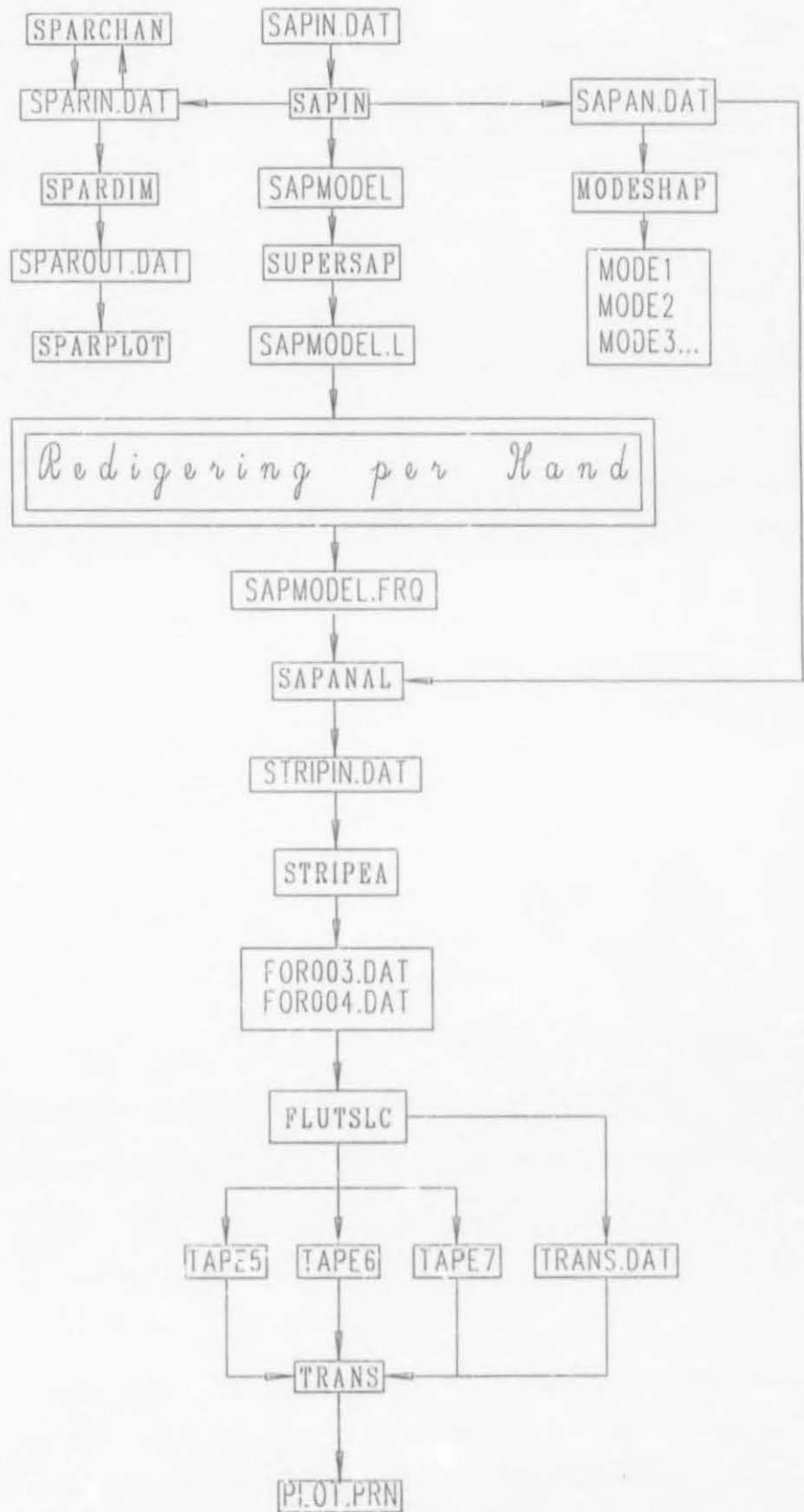
prediction and measurement using a generic low speed cantilever model. NIAST Report 86/121.

- [13] Bergmann, GE and Sewart, FD Design and Evaluation of Miniature Control Surface Actuation Systems for Aeroelastic Models. *Journal of Aircraft*, Vol. 12, No.3, March 1975.
- [14] SUPERSAP REFERENCE MANUAL, Algor Interactive Systems, Inc., Pittsburgh, PA, 1988.
- [15] Roark, RJ and Young, WC Formulas for Stress and Strain. McGraw-Hill Book Company, NY, 1975.
- [16] Urry, RH Excitation Force Measurement on a Tip Vane Exciter and a Rotating Cylinder Exciter, DAST Report 90/171, May 1990. (Classified)
- [17] SAE Committee G-5, Design of Vibration Isolation Systems. Society of Automotive Engineers, Inc., NY,
- [18] MODAL-PLUS Reference Manual Version 9.0, Structural Dynamics Research Corporation, 1985.
- [19] Ruhlin, CL, Watson, JJ, Ricketts, RH and Doggett, RV (Jr.) Evaluation of Four Subcritical Methods for On-Line Prediction of Flutter onset in Wind-Tunnel Tests. NASA Technical Memorandum 83278, March 1985.
- [20] Bennett, RM Application of Zimmerman Flutter-Margin Criterion to a Wind-Tunnel Model. NASA Technical Memorandum 84545, 1982

BYLAE A



## BYLAE A - VLOEIDIAGRAM VAN ONTWERPSPROGRAMMATUUR



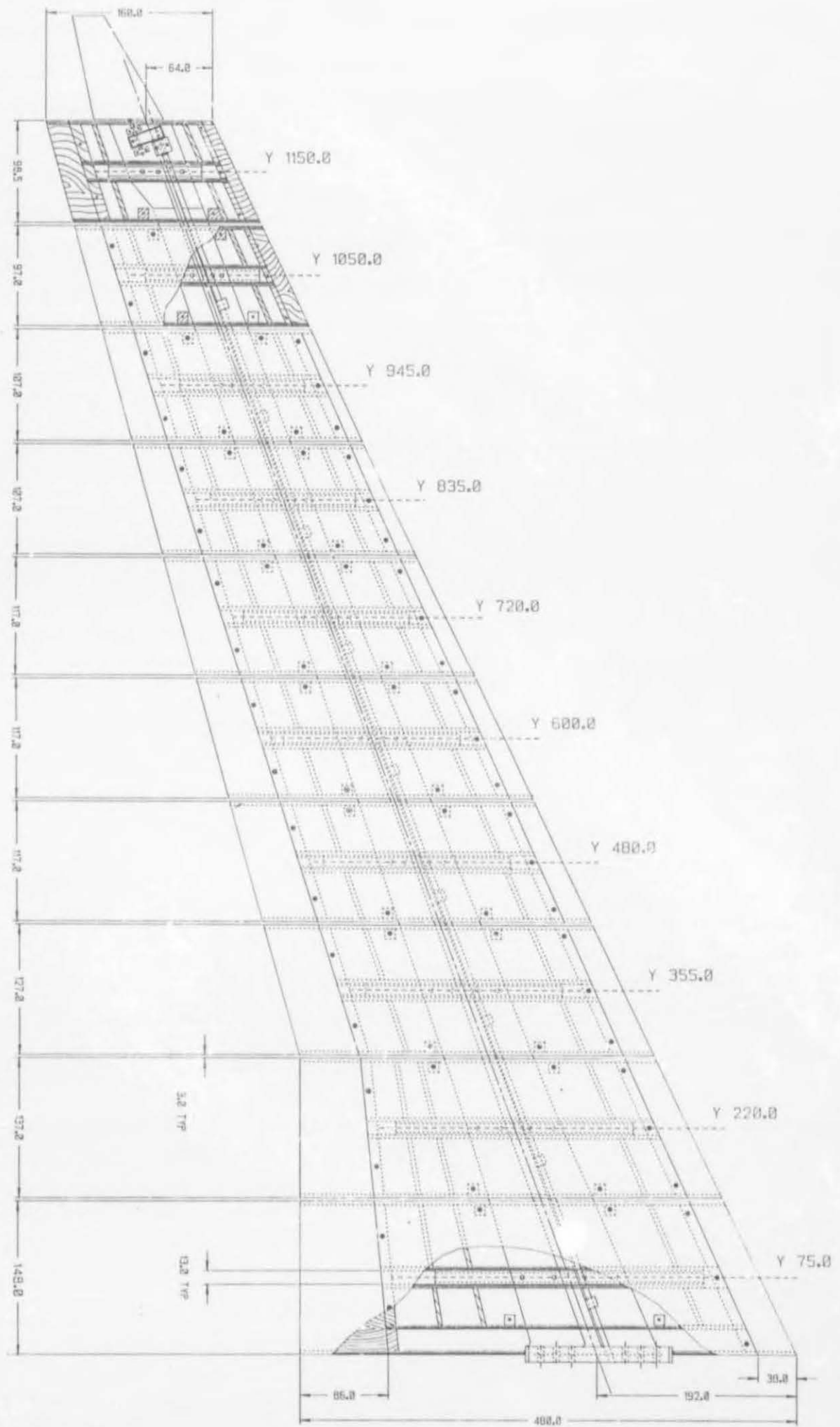
### Kort Beskrywing van Programmatuur

<b>FLUTSLC</b>	Fladderberekeningsprogram wat die pk-fladder algoritme bevat
<b>FOR003.DAT</b>	Afvoerdatalêer van <b>STRIPEA</b> wat veralgemeende kragkoëffisiënte bevat en as toevoerdatalêer vir <b>FLUTSLC</b> dien
<b>FOR004.DAT</b>	Afvoerdatalêer van <b>STRIPEA</b> wat modelgeometrie en ander algemene inligting bevat en ook as toevoerdatalêer vir <b>FLUTSLC</b> dien
<b>MODE1,2,...</b>	Modusvormresultate van <b>MODESHAP</b> in HPGL-formaat
<b>MODESHAP</b>	Program om HPGL-formaatlêers van die modusvormresultate te genereer
<b>PLOT.PRN</b>	Resultaatdatalêer van <b>FLUTSLC</b> wat die frekwensie- en dempingsverlope van die stelselmodusse as funksies van snelheid bevat
<b>SAPANAL</b>	Dataverwerkingsprogram wat die eindige elementresultate gebruik ( <b>SAPMODEL.FRQ</b> ) om 'n toevoerdatalêer vir <b>STRIPEA</b> te skep
<b>SAPAN.DAT</b>	'n Afvoerdatalêer van <b>SAPIN</b> wat toevoer vir <b>MODESHAP</b> en <b>SAPANAL</b> bevat (modelgeometrie)
<b>SAPIN</b>	Program om die toevoerdatalêers vir <b>SUPERSAP</b> en <b>SPARDIM</b> te genereer
<b>SAPIN.DAT</b>	Toevoerdatalêer vir <b>SAPIN</b>
<b>SAPMODEL.FRQ</b>	Geredigeerde resultaatlêer van <b>SUPERSAP</b>
<b>SAPMODEL.L</b>	Ongeredigeerde resultaatlêer van <b>SUPERSAP</b>
<b>SPARCHAN</b>	Program om die flensdiktes vir die berekening van sparafmetings tydens die meganiese ontwerpfasie op 'n eenvoudige manier te varieer
<b>SPARDIM</b>	Program om die fisiese spardeursnitafmetings te bereken n.a.v. <b>SAPIN</b> -afvoerdata (styfheidseienskappe)
<b>SPARIN.DAT</b>	Afvoerdatalêer van <b>SAPIN</b> wat die styfheidseienskappe van die teoretiese modelspar bevat en as toevoerdatalêer dien vir beide <b>SPARDIM</b> en <b>SPARCHAN</b>
<b>SPAROUT.DAT</b>	Resultaatdatalêer van <b>SPARDIM</b> (Spardeursnitafmetings)
<b>SPARPLOT</b>	Program om die spardeursnitte, soos bereken deur <b>SPARDIM</b> , grafies te vertoon
<b>STRIPEA</b>	Lugdinamikaprogram wat die strooklugdinamika-algoritme bevat
<b>STRIPIN.DAT</b>	Afvoerdatalêer van <b>SAPANAL</b> wat die toevoerdata vir <b>STRIPEA</b> bevat

**Kort Beskrywing van Programmatuur (vervolg)**

TAPE5,6,7	Afvoerdatalêers van <b>FLUTSLC</b> wat dieselfde inligting as <b>PLOT.PRN</b> bevat, maar in 'n ander formaat
TRANS	Program wat die resultate van <b>FLUTSLC</b> in kolomfomaat omskrywe
TRANS.DAT	Afvoerdatalêr van <b>FLUTSLC</b> wat geometriese inligting aangaande die model bevat en as toevoerdatalêr vir <b>TRANS</b>
SUPERSAP	Eindige elementprogram

BYLAE B

[illegible]